



Universidad
Carlos III de Madrid
www.uc3m.es

TESIS DOCTORAL

Análisis del comportamiento a compresión después de impacto (CAI) de laminados delgados

Autor:

Marina Remacha Jiménez

Director/es:

Dra. Sonia Sánchez Sáez

Dr. Enrique Barbero Pozuelo

Tutor:

Dra. Sonia Sánchez Sáez

**DEPARTAMENTO DE MECÁNICA DE MEDIOS CONTINUOS Y TEORÍA DE
ESTRUCTURAS**

Leganés, Enero 2018



Universidad
Carlos III de Madrid
www.uc3m.es

TESIS DOCTORAL

ANÁLISIS DEL COMPORTAMIENTO A COMPRESIÓN DESPUÉS DE IMPACTO (CAI) DE LAMINADOS DELGADOS

Autor: *Marina Remacha Jiménez*

Director/es: **Dra. Sonia Sánchez Sáez**

Dr. Enrique Barbero Pozuelo

Firma del Tribunal Calificador:

Firma

Presidente: (Nombre y apellidos)

Vocal: (Nombre y apellidos)

Secretario: (Nombre y apellidos)

Calificación:

Leganés/Getafe, de de

AGRADECIMIENTOS

A mis directores, Enrique Barbero y Sonia Sánchez; en primer lugar, por lanzarse a dirigir una tesis a tiempo parcial y, posteriormente, por transmitirme su experiencia en el mundo científico y por todo su apoyo en el desarrollo de los presentes estudios.

A la FIDAMC, por facilitarme la realización del Doctorado, incluyendo la asistencia a congresos y permitiéndome fabricar en sus instalaciones los especímenes necesarios para el avance de este trabajo de investigación. A Manuel De Castro, por conseguir el presupuesto inicial del proyecto ILIA, que marcó los orígenes de este proyecto. A Bernardo López, por las facilidades concedidas para el desarrollo de esta tesis.

A los laboratorios donde se han realizado los distintos ensayos de esta investigación; el laboratorio de la FIDAMC, el de la Universidad Carlos III de Madrid, y el de la Universidad de Sevilla; gracias a los que lo han hecho posible, y en especial a sus técnicos, Carlos Cenamor, David Pedroche y Antonio Cañas respectivamente.

Muchas gracias también a todas las personas que me han ayudado u orientado, que aunque no aparezcan sus nombres explícitamente, siempre lo recordaré. Además, gracias de corazón a aquellos que en algún momento hagan uso de los avances aquí propuestos, porque al final son los que le dan sentido al desarrollo y hacen que merezca la pena el esfuerzo.

A mis amigos y las personas que me rodean, ya que, a pesar de no contribuir directamente con el desarrollo de la tesis, hacen que uno tenga fuerza para lo que sea. Concretamente, a los compañeros de la FIDAMC, a los amigos de AIRBUS, y a los compañeros de universidad (ETSIA), por ser el apoyo que uno necesita en la capital. Muchas gracias especialmente a mis amigos de Zaragoza por apoyarme y por hacer que nunca me sienta sola.

A toda mi familia, por quererme siempre. Con mucho cariño a mis abuelos, por acordarse constantemente y velar siempre por el bienestar de todos, que aunque no pudieron estudiar, seguro que les hubiera gustado hacerlo. A mi hermana Violeta y su marido Alfredo porque sé que siempre estarán ahí. A Carlos, por acompañarme durante todos estos años. Y, finalmente, a mis padres, que consiguieron ser Doctores en una época mucho más complicada, por animarme y por hacer que las cosas para mí hayan sido mucho más fáciles; por inculcarme los valores que sirven de pilar en mi vida y por servirme de ejemplo; pero sobretodo, por cuidarme siempre.

A mis padres, Paz y Santi

*“Vive como si fueras a morir mañana.
Aprende como si fueras a vivir siempre.”*

Mahatma Gandhi

RESUMEN

Las estructuras de material compuesto gozan de unas propiedades mecánicas específicas excelentes; sin embargo, el daño producido por un impacto de baja velocidad puede suponer un importante decremento de la resistencia residual, incluso cuando dicho daño sea difícilmente detectable. Dicha reducción es especialmente importante frente a cargas de compresión; por ello, es necesario estudiar la respuesta de estructuras de material compuesto frente a este tipo de carga. Para conocer la resistencia residual de la estructura y, por lo tanto, su tolerancia al daño, se utilizan los ensayos de compresión después de impacto. En la literatura existen diferentes procedimientos para realizar este tipo de ensayos pero, en general, no son adecuados para ensayar laminados delgados de material compuesto.

La presente Tesis Doctoral analiza el comportamiento frente a compresión después de impacto de laminados delgados. Para conseguir este cometido, se realizan ensayos experimentales y modelos numéricos, a través de los cuales se comprende mejor la naturaleza del problema, y se propone una nueva metodología que resuelve el problema de ensayo de laminados delgados.

En primer lugar, se analiza el comportamiento a impacto de baja velocidad de laminados de material compuesto en función del espesor. Adicionalmente, se define la energía para la que se produce un daño al límite de la detectabilidad, por el peligro que supone este tipo de daño en la integridad de las estructuras.

A continuación, se diseña un nuevo útil de compresión después de impacto para ensayar laminados delgados, consistente en un conjunto de elementos protuberantes que estabilizan la probeta. Esta solución de diseño se valida mediante la comparación de los resultados experimentales obtenidos mediante el útil desarrollado, con los obtenidos con la normativa estandarizada, para probetas como las permitidas por la norma, es decir, mayores de 4 mm.

Una vez validada la nueva metodología, se valora su potencial para el análisis de laminados delgados y se estima su rango de aplicación, estudiando la carga crítica de pandeo en relación a la carga de rotura. Se logra disponer de un nuevo útil que proporciona resultados similares a los habituales para probetas normales mientras que, simultáneamente, mejora sustancialmente los resultados experimentales obtenidos para probetas delgadas.

Finalmente, se analiza en detalle el comportamiento de la progresión de la delaminación en laminados dañados, realizando ensayos de compresión en probetas con defectos artificiales y utilizando modelos numéricos que consideran evolución de daño intralaminar e interlaminar. Para validar dichos modelos, se realiza un análisis de sensibilidad de diversos parámetros, y se comparan los resultados numéricos obtenidos con los resultados experimentales, obteniendo una buena correlación. Se consiguen

modelos de bajo coste computacional para el estudio la evolución del daño y se verifica la coherencia en la forma de la progresión de la delaminación a compresión.

ABSTRACT

Composite material structures have excellent specific mechanical properties. However, damage caused by a low velocity impact could imply a significant decrease in the residual strength, even if such damage is hardly detectable. Such decrease is particularly important under compression loads; as a result, it is necessary to study the response of composite material structures to this type of load. In order to know the residual strength of the structure and, therefore, its tolerance to damage, Compression After Impact (CAI) tests are used. In the literature there are different procedures for performing this type of tests but, in general, they are not suitable for testing thin laminates of composite material.

This PhD Thesis analyses the Compression After Impact behaviour of thin laminates. For this purpose, experimental tests and numerical models are carried out. The nature of the problem is better understood through these studies, and a new methodology is proposed to solve the problem of testing thin laminates.

Firstly, the low speed impact behaviour of composite laminates is analysed according to the thickness. Additionally, the energy that produces damage near to detectability limit is defined, because of the danger that this type of damage implies to the integrity of the structures.

Afterwards, a new CAI device to test thin laminates is designed, consisting of a plurality of protruding elements that stabilize the specimen. This design solution is validated by comparing the experimental results obtained by the developed device, with those obtained with the standard one, for specimens allowed by the standard, that is, greater than 4 mm.

Once the new methodology has been validated, its potential for the analysis of thin laminates is evaluated and its range of application is estimated, studying the critical buckling load in relation to the failure load. The aim of having a new device that provides similar results to the usual ones for normal specimens and, simultaneously, improving considerably the experimental results obtained for thin specimens, is achieved.

Finally, the behaviour of delamination progression in damaged laminates is analysed in detail, performing compression tests on specimens with artificial defects and using numerical models that consider intralaminar and interlaminar damage evolution. To validate these models, a sensitivity analysis of several parameters is carried out, and the numerical results obtained are compared with the experimental results, finding a good correlation. Low computational cost models with damage evolution are accomplished and coherence in the way of delamination progression under compression load is verified.

ÍNDICE

RESUMEN	9
ABSTRACT.....	11
ÍNDICE	13
1. INTRODUCCIÓN	17
1.1. Motivación	18
1.2. Objetivos	21
1.3. Estructura del documento	22
2. ESTADO DEL ARTE	25
2.1. El daño en los materiales compuestos	26
2.1.1. Los materiales compuestos y la industria	26
2.1.2. Mecanismos de fallo en materiales compuestos avanzados	27
2.2. Comportamiento frente a impacto	30
2.2.1. Introducción al impacto	30
2.2.2. Ensayos de resistencia al impacto y métodos de ensayo	32
2.2.3. Comportamiento frente a impacto de baja velocidad	34
2.2.4. Tolerancia al daño y detectabilidad	37
2.3. Comportamiento experimental a compresión después de impacto de laminados delgados	43
2.3.1. Introducción al ensayo de compresión después de impacto	43
2.3.2. Mecanismos de progresión de daño por CAI	44
2.3.3. Técnicas experimentales para predecir la resistencia residual a compresión y sus limitaciones	46
2.3.4. Distintas soluciones existentes para realizar ensayos de CAI en laminados delgados	50
2.4. Análisis numérico de la evolución del daño	53
2.4.1. Introducción a las metodologías de simulación	53
2.4.2. Análisis de pandeo	54
2.4.3. Modelización del daño intralaminar	55

2.4.4.	Modelización del daño interlaminar	59
3.	COMPORTAMIENTO FRENTE A IMPACTO DE LAMINADOS	69
3.1.	Procedimiento experimental	70
3.1.1.	Material y probetas de ensayo	70
3.1.2.	Fabricación de probetas	70
3.1.3.	Metodología para los ensayos de impacto	75
3.1.4.	Procedimiento para el análisis de resultados	76
3.2.	Análisis del comportamiento frente a impacto	79
3.2.1.	Ensayos de impacto realizados para el análisis de comportamiento	79
3.2.2.	Resultados de los ensayos de impacto en función del espesor	80
3.2.3.	Influencia del espesor en el daño generado	85
3.2.4.	Discusión de los resultados en relación a la energía absorbida	88
3.3.	Determinación del daño apenas visible y de la energía de impacto correspondiente	90
3.3.1.	Procedimiento para la determinación de la energía de daño apenas visible E_{BVID}	90
3.3.2.	Determinación de la E_{BVID}	91
4.	NUEVA METODOLOGÍA PARA EL ENSAYO DE CAI DE LAMINADOS DELGADOS	95
4.1.	Diseño conceptual de un nuevo útil de CAI para laminados delgados	96
4.1.1.	Requerimientos de diseño considerados	96
4.1.2.	Diferentes soluciones alternativas de diseño	97
4.1.3.	Concepto de útil propuesto	100
4.2.	Cálculo y diseño de detalle del nuevo útil de CAI	102
4.2.1.	Cálculos iniciales y posicionamiento	102
4.2.2.	Modelos de elementos finitos de pandeo	106
4.2.3.	Resultados de las simulaciones numéricas y posicionamiento de los nervios verticales	108
4.2.4.	Diseño de detalle	110
4.3.	Validación experimental del útil desarrollado	115
4.3.1.	Procedimiento de validación mediante probetas estandarizadas	115
4.3.2.	Preparación de los especímenes de ensayo	116

4.3.3.	Impactos realizados en las probetas de CAI	117
4.3.4.	Procedimiento general del ensayo de CAI y descripción de los equipos utilizados.....	121
4.3.5.	Comparación de resultados y validación.....	123
5.	DETERMINACIÓN DE LA RESISTENCIA A CAI DE LAMINADOS DELGADOS	131
5.1.	Ensayos de CAI de laminados delgados realizados	132
5.1.1.	Configuraciones de ensayo	132
5.1.2.	Preparación de especímenes de ensayo	132
5.2.	Resultados experimentales y discusión	135
5.2.1.	Probetas sin daño.....	135
5.2.2.	Probetas impactadas	139
5.2.3.	Ensayos mecánicos adicionales para verificar el pandeo	143
5.2.4.	Potencial del nuevo útil de CAI	146
5.3.	Rango de aplicación de la nueva metodología.....	147
5.3.1.	Procedimiento para la estimación del rango de aplicación del útil.....	147
5.3.2.	Límite de espesor inferior para laminados intactos	148
5.3.3.	Límite de espesor inferior para laminados dañados.....	151
6.	ANÁLISIS DE LA EVOLUCIÓN DE DAÑO POR COMPRESIÓN	155
6.1.	Ensayos a compresión con delaminación artificial	156
6.1.1.	Definición de la delaminación artificial	156
6.1.2.	Fabricación de los especímenes de ensayo	157
6.1.3.	Ensayos con delaminación circular	159
6.2.	Modelo numérico para simulación de ensayo virtual	161
6.2.1.	Metodología empleada para la simulación de la evolución del daño....	161
6.2.2.	Definición de los modelos realizados.....	163
6.2.3.	Valores de los parámetros del modelo.....	164
6.2.4.	Resultados del modelo numérico.....	171
6.3.	Análisis de sensibilidad de los parámetros del modelo	173
6.3.1.	Parámetros que afectan al procesado del modelo	173
6.3.2.	Parámetros del sublaminado (intralaminar)	178
6.3.3.	Parámetros de los elementos cohesivos (interlaminar).....	180
6.4.	Correlación y validación de las simulaciones	186

6.4.1.	Resultados de los ensayos de CAI con delaminación artificial	186
6.4.2.	Correlación de ensayos experimentales y numéricos	187
6.5.	Discusión de resultados	189
6.5.1.	Análisis de los resultados experimentales	189
6.5.2.	Análisis de los resultados numéricos	193
7.	CONCLUSIONES Y TRABAJOS FUTUROS	205
7.1.	Resumen y conclusiones	206
7.1.1.	Conclusiones relativas al comportamiento frente a impacto.....	206
7.1.2.	Conclusiones relativas al diseño y validación de la nueva metodología desarrollada para ensayar laminados delgados	207
7.1.3.	Conclusiones relativas al potencial de la nueva metodología y su rango de aplicación.....	208
7.1.4.	Conclusiones relativas a la progresión de la delaminación artificial	209
7.2.	Líneas futuras.....	210
7.3.	Principales aportaciones de la Tesis Doctoral	212
7.3.1.	Aportaciones científicas	212
7.3.2.	Aportaciones industriales.....	213
7.3.3.	Difusión de los resultados.....	214
ANEXO 1.....		215
REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS		219
LISTA DE FIGURAS		231
LISTA DE TABLAS		239

Capítulo 1

INTRODUCCIÓN

En este capítulo se comienza explicando la motivación y el interés que suscita este trabajo en el campo científico e industrial al que pertenece. Después, partiendo de dichas motivaciones y de las problemáticas existentes, se exponen los objetivos de la Tesis Doctoral, explicando inicialmente el objetivo general y definiendo después los objetivos particulares alcanzados. Finalmente, en el último apartado de este capítulo, se presenta la estructura del documento.



1.1. Motivación

Los materiales compuestos avanzados, reforzados con fibras continuas de altas características, son muy utilizados en la industria aeronáutica debido a sus buenas propiedades mecánicas específicas. Además, se aprovecha su anisotropía para optimizar los diseños de los distintos componentes estructurales según las solicitaciones a las que estén sometidos en cada aplicación. Debido a esto, su uso se ha incrementado con el tiempo, llegando incluso a suponer más del 50% de la estructura en los aviones más recientes como el Airbus A350 XWB (Figura 1-1).

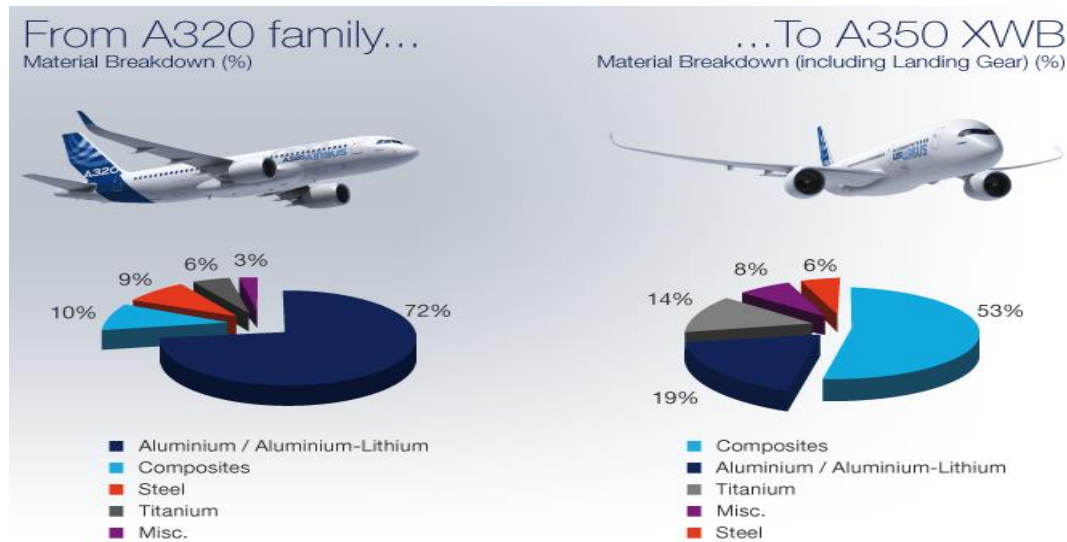


Figura 1-1: Evolución del porcentaje en peso de los diferentes materiales utilizados en las estructuras de las aeronaves de Airbus (Sánchez y Butragueño, 2017)

Sin embargo, los laminados de material compuesto son especialmente sensibles a los impactos de baja velocidad. Este tipo de impacto puede producirse tanto en el proceso de fabricación, por ejemplo debido a habituales caídas de herramienta; como en la vida en servicio de la aeronave, por ejemplo debido a tormentas de granizo. El daño por impacto se inicia por la generación de fisuras en la matriz que evolucionan hasta formar delaminaciones en las interfaces entre láminas con diferentes orientaciones de fibra y, finalmente, podría producir la rotura de fibras. El fallo de las fibras afecta principalmente a la resistencia a tracción, mientras que las delaminaciones en el laminado disminuyen principalmente la resistencia a compresión.

Tras un impacto de baja velocidad, la mayor reducción en la capacidad estructural se produce en la resistencia a compresión, que puede suponer entre un 40 y un 60% la de un elemento estructural no dañado. Además, los daños interlaminares en forma de delaminación son especialmente peligrosos debido a su difícil detectabilidad. Por ello, se debe estudiar el comportamiento frente a impacto de baja velocidad y evaluar posteriormente la progresión del daño en la estructura bajo distintas condiciones de carga, para obtener una medida de la resistencia residual que mantiene el componente, incluso con daño no visible.

La tolerancia al daño es, por lo tanto, un factor muy importante en el diseño de componentes aeronáuticos y aeroespaciales fabricados con materiales compuestos; y, dado que la resistencia a compresión en elementos dañados es la propiedad que más disminuye, el ensayo de CAI (“Compression After Impact” o Compresión después de impacto) tiene una gran importancia a la hora de diseñar nuevas estructuras con este tipo de materiales.

El ensayo de CAI es una técnica experimental para predecir la resistencia residual a compresión de un laminado de material compuesto. Dicho ensayo consiste en someter a un laminado a un impacto de baja velocidad y, posteriormente, a un ensayo de compresión cuasi-estático mediante una máquina de ensayos universal. Gracias a este tipo de ensayo se puede determinar la tolerancia al daño de un material y un laminado concreto antes de dimensionar una estructura.

Contemplado el gran interés que tiene el análisis del comportamiento a CAI en la industria aeronáutica y aeroespacial; adicionalmente, existen una serie de problemáticas específicas que hacen que este estudio en concreto tenga un interés particular.

La primera fase de un ensayo de CAI consiste, como su propio nombre indica, en realizar un impacto a baja velocidad. El comportamiento frente a impacto de los materiales compuestos es dependiente del espesor del laminado. Un componente debe ser tolerante al daño y, por lo tanto, debe ser capaz de soportar las cargas con el máximo daño no detectable o, lo que es lo mismo, el mínimo daño apenas visible o BVID (“barely visible impact damage”). Para poder estudiar la resistencia residual de una estructura con este tipo de daño, primero, es necesario definir la energía de impacto que lo produce. La determinación de la energía de daño apenas visible E_{BVID} no es sencilla. Además, para laminados delgados podría ser mayor el umbral de detectabilidad considerado en términos de profundidad de huella, que el propio espesor de la probeta.

Tras el impacto, se hace necesario estudiar el comportamiento residual de las estructuras, especialmente a compresión. El ensayo de CAI está estandarizado por la norma ASTM D 7137 “Standard Test Method for Compressive Residual Strength Properties of Damaged Polymer Matrix Composite Plates” (ASTM D 7137, 2007), existiendo otras normas similares (NASA 1092, 1983; Boeing BSS 7260, 1988; AITM 1-0010, 2005; CASA I+D-E-292, 1990). Todas estas normas presentan la limitación de que sólo permiten ensayar probetas de espesor superior a 4 mm.

Los laminados delgados sufren pandeo cuando se ensayan de acuerdo a la norma ASTM D 7137 (2007), por lo que el resultado de resistencia residual medido es menor. La Figura 1-2 representa los resultados tensión-deformación al ensayar a compresión laminados con espesores menores a 4 mm. La divergencia de los valores registrados por las galgas extensiométricas, colocadas según la Figura 1-2, muestra dicho pandeo global. Esta limitación hace imposible el ensayo de laminados delegados a CAI sin el desarrollo de una nueva metodología que incluya un nuevo dispositivo de ensayo.

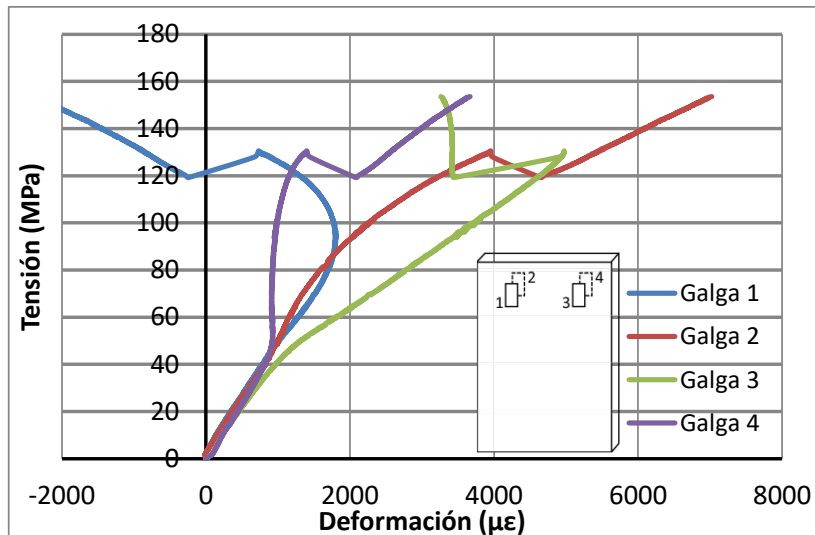


Figura 1-2: Curvas tensión-deformación de un espécimen de 1,472 mm de espesor ensayado bajo las condiciones de la norma ASTM D 7137

Por otro lado, también es substancial destacar la gran importancia de los laminados delgados en la industria aeronáutica. Dadas las elevadas propiedades específicas de los materiales compuestos avanzados y las limitaciones de peso existentes, los componentes estructurales de numerosas aplicaciones poseen espesores delgados, incluso por debajo de los 2 mm de espesor. Un ejemplo de esta situación se encuentra en algunas zonas de la sección 19 del A350 (Figura 1-3) o en las partes del revestimiento más alejadas del encastre del estabilizador horizontal (Figura 1-4).



Figura 1-3: Sección 19 del A350 (Airliners.net, 2011)



Figura 1-4: Estabilizador horizontal del A350 (March, 2016)

Finalmente, en relación al interés suscitado por la predicción numérica del comportamiento a CAI, cabe destacar que los ensayos de CAI son muy costosos en lo que al material, coste de preparación y tiempo se refiere. Sin embargo, desafortunadamente, a pesar de que conseguir disminuir parcialmente dichos ensayos por simulaciones que corren correctamente con los resultados experimentales supondría un avance significativo, el tiempo de máquina necesario de los modelos de elementos finitos muy detallados es demasiado elevado para la industria. Por ello, son necesarios modelos de bajo coste computacional, para avanzar en el conocimiento de la evolución de daño en laminados de material compuesto reforzados por fibra continua bajo cargas de compresión.

1.2. Objetivos

El objetivo global de esta Tesis Doctoral consiste en analizar el comportamiento a compresión después de impacto de laminados delgados de material compuesto; incluyendo tanto la fase de impacto previa, como los mecanismos posteriores durante la etapa de compresión después de impacto. Además, dada la complejidad inherente al ensayo de compresión después de impacto, y la problemática añadida para el ensayo de laminados delgados, se ha tratado de mejorar las metodologías para analizar dicho comportamiento.

Para alcanzar este objetivo general, resolviendo las distintas problemáticas existentes, se han planteado varios objetivos particulares que quedan divididos por etapas en tres bloques principales:

- Objetivos relativos al comportamiento frente a impacto
- Objetivos relativos a los ensayos de compresión después de impacto
- Objetivos relativos a la simulación de la evolución del daño

Objetivos relativos al comportamiento frente a impacto

- Estudio del comportamiento de los laminados de material compuesto a impacto de baja velocidad, analizando la influencia del espesor en los resultados.
- Determinación de la energía de daño apenas visible para distintos espesores.

Objetivos relativos a los ensayos de compresión después de impacto

- Desarrollo de nueva metodología para la determinación de la resistencia a compresión después de impacto de laminados delgados, incluyendo el diseño detallado de un nuevo útil de CAI para ensayar laminados delgados que evite el pandeo global de la probeta.
- Validación experimental del útil desarrollado, a través de la comparación de ensayos de probetas permitidas por la norma ASTM D7137 (2007).
- Valoración del potencial de la nueva metodología al ensayar laminados delgados, comparando los resultados experimentales con los de la norma.
- Estimación del rango de aplicación del útil de CAI desarrollado, restringiendo el espesor límite inferior para que los ensayos se realicen con fiabilidad.

Objetivos relativos a la simulación de la evolución de daño

- Desarrollo de modelos numéricos de bajo coste computacional para analizar la evolución de daño, que incluyan daño intralaminar e interlaminar.
- Análisis de sensibilidad de los modelos numéricos y estudio del comportamiento experimental de probetas con delaminación artificial, para posterior validación de los modelos numéricos mediante correlación.
- Análisis de la progresión de la delaminación en laminados delgados de material compuesto a compresión.
- Estudio de mayor profundidad de la nueva metodología, aprovechando los modelos numéricos realizados y los ensayos experimentales con delaminación inducida.

1.3. Estructura del documento

El contenido de esta tesis doctoral se ha estructurado en un total de siete capítulos. Al inicio de cada capítulo se presentará un resumen y un esquema, explicando los principales objetivos y contenidos del mismo.

La introducción a este trabajo está contenida en el presente capítulo. Se ha comenzado con la motivación o interés científico e industrial de dicho trabajo y, posteriormente, se han definido los objetivos de la tesis basados en las problemáticas existentes.

El segundo capítulo contiene el estado del arte. La explicación de los principales antecedentes relacionados con esta tesis se han dividido en cuatro subapartados: el daño en laminados de material compuesto, el comportamiento frente a impacto a baja velocidad, el comportamiento experimental a compresión después de impacto de laminados delgados y, finalmente, la modelización numérica de la evolución del daño en casos de compresión después de impacto.

En el tercer capítulo, se presenta el estudio realizado sobre el comportamiento a impacto de laminados compuestos. Concretamente, se analiza la influencia del espesor sobre diferentes resultados y se determina la energía de daño apenas visible E_{BVID} para las distintas configuraciones que posteriormente fueron evaluadas a CAI.

Seguidamente, los trabajos realizados para lograr los objetivos relativos a los ensayos de CAI de laminados delgados se han dividido en dos capítulos, el cuarto y el quinto. En el capítulo cuarto, se presenta una nueva metodología para la determinación de la resistencia a compresión después de impacto de laminados delgados. En este capítulo, se incluye: el diseño de un nuevo útil que permite ensayar laminados delgados sin que se produzca el pandeo global, el cálculo de detalle para el posicionamiento de los nervios verticales que configuran la solución, la metodología de dichos ensayos y la validación experimental del útil desarrollado.

A continuación, en el quinto capítulo, se determina la resistencia a CAI de laminados delgados. Se analiza la influencia del espesor en laminados intactos y dañados, y se valora el potencial de la nueva metodología desarrollada en comparación con la normativa existente. Finalmente, combinando análisis experimentales y numéricos, se determina el rango de aplicación para el útil desarrollado.

En el sexto capítulo se presenta el análisis de la evolución por compresión de una delaminación artificial. Se realizan modelos numéricos de daño de bajo coste computacional, incluyendo un análisis de sensibilidad de los diferentes parámetros del modelo. También se muestran los resultados de los ensayos experimentales realizados en laminados con delaminaciones inducidas y, a continuación, se validan los modelos anteriores mediante la adecuada correlación con los resultados experimentales. Dichos modelos y ensayos se aprovechan para comprender el comportamiento del daño en este tipo de ensayos y revalidar el útil desarrollado con anterioridad.

Finalmente, el séptimo capítulo es un resumen de las conclusiones alcanzadas a lo largo del desarrollo de la tesis doctoral. También incluye algunos de los posibles trabajos futuros a realizar y, en último lugar, las principales aportaciones del trabajo realizado.

Capítulo 2

ESTADO DEL ARTE

En el presente capítulo se describe el estado del arte acerca del análisis del comportamiento a compresión después de impacto de laminados de materiales compuestos y, concretamente, sobre las metodologías, experimentales y numéricas, existentes hasta el momento. En primer lugar, se explican los modos de fallo de los materiales compuestos. Después, se estudian los antecedentes existentes en materia de comportamiento frente a impacto, como una parte previa a los estudios de compresión después de impacto y se recalca la importancia de la tolerancia al daño de las estructuras realizadas con estos materiales. Una vez presentados los diferentes tipos de impacto y el procedimiento de impacto de baja velocidad, se procede a explicar el estado del arte de los ensayos a compresión después de impacto y, específicamente, la peculiaridad de este tipo de ensayos en laminados delgados. Finalmente, se muestran algunos estudios existentes hasta el momento de simulaciones de compresión del daño, describiendo posibilidades de modelización que tengan en cuenta la evolución del daño en materiales compuestos, incluyendo metodologías para simular daño intralaminar e interlaminar.

ESTADO DEL ARTE

- Daño en Materiales Compuestos
- Comportamiento frente a impacto
- Comportamiento experimental a CAI de laminados delgados
- Análisis numérico de la evolución del daño

2.1. El daño en los materiales compuestos

2.1.1. *Los materiales compuestos y la industria*

En general, los materiales compuestos son aquellos materiales mezcla en los cuales los constituyentes conservan su identidad química. Dichos constituyentes son la fibra y la matriz. Por un lado, la fibra tiene una función reforzante y las propiedades mecánicas del material compuesto serán proporcionales a su volumen y sus características. Por otro lado, la matriz ejerce la función ligante, pues mantiene la fibra en su sitio y es la encargada de transmitir la carga entre las fibras; además, estabiliza la fibra a micropandeo, proporciona resistencia a la delaminación y obliga a la continuidad de deformaciones (ASM Handbook Volume 21, 2001; Miravete et al., 2000).

Concretamente, en la industria aeronáutica y aeroespacial, se utilizan los materiales compuestos avanzados, que son aquellos que están reforzados por fibras continuas de altas características. El material en su conjunto es un laminado que se compone de diferentes láminas con orientaciones determinadas. Dichas láminas se colocan unas encima de otras obteniendo distintas propiedades en cada dirección, por lo tanto, son anisótropos, característica que se aprovecha para mejorar las propiedades mecánicas en la dirección que interese según las cargas que tenga que soportar, consiguiendo así una mayor eficiencia de nuestro diseño estructural.

La principal ventaja de estos materiales son las altas propiedades mecánicas conseguidas con muy bajo peso; principalmente una alta resistencia y rigidez específicas (ASM Handbook Volume 21, 2001; Jones, 1975). Además, los procesos de fabricación permiten formas complejas con lo que el número de elementos de un componente estructural se reduce considerablemente, aproximadamente se divide entre diez.

Gracias a estas excelentes propiedades mecánicas y la baja densidad, se consigue una reducción del peso del componente fabricado con este tipo de materiales, lo que supone un importante ahorro de combustible y, por lo tanto, un ahorro de costes y un mayor respeto al medio ambiente.

Por todo lo anterior, la utilización de materiales compuestos, específicamente con fibra de carbono y/o fibra de vidrio, se ha intensificado enormemente en los últimos años, (Sánchez y Butragueño, 2017). Además, su utilización se ha expandido a otros sectores como el ferroviario, automovilístico, naval (Figura 2-1), eólico o alta competición deportiva (Orifici et al., 2008).



Figura 2-1: Fabricación de embarcación de fibra de vidrio (Astandoa, 2017)

Existe numerosa literatura (ASM Handbook Volume 21, 2001; Jones, 1975; Miravete et al., 2000; Niu, 1988; Niu, 1992) donde encontrar de forma más detallada, desde los tipos de constituyentes de los materiales compuestos, procesos de fabricación de laminados de fibra continua, sus propiedades o los métodos de análisis de su comportamiento como parte de una estructura.

2.1.2. Mecanismos de fallo en materiales compuestos avanzados

Los laminados de material compuesto presentan una gran variedad de mecanismos de fallo a nivel microestructural y diversas combinaciones de los mismos como resultado de su heterogeneidad, anisotropía, complejidad estructural y de sus procesos de fabricación (Arias y Vanegas, 2004; Riccio, 2015; Talreja, 1994).

El fallo de un componente estructural es un proceso físico progresivo que se produce cuando dicho elemento no es capaz de cumplir el objetivo para el que fue diseñado y finalmente se rompe (Miravete et al., 2000). Los diferentes mecanismos de fallo (Baker et al., 1985; Miravete et al., 2000; Pagès et al., 2002) que pueden aparecer en un laminado de matriz polimérica reforzado con fibra larga se esquematizan en la Figura 2-2.

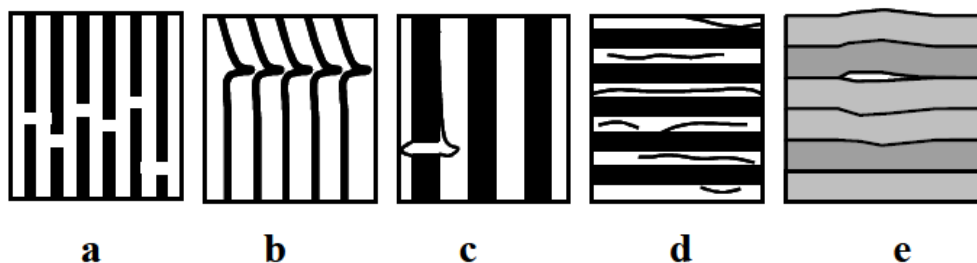


Figura 2-2: Mecanismos de fallo en laminados de material compuesto (Pagès et al., 2002): a) Rotura de fibras, b) Pandeo de fibras, c) Despegue fibra-matriz, d) Agrietamiento de la matriz y e) Delaminación.

Como se ha visto, las fibras son las responsables de proporcionar al laminado rigidez y resistencia. Sin embargo, la rotura de fibras solamente absorbe un pequeño porcentaje

de energía, por lo que se trata de un modo de fallo frágil, en el que la rotura de la fibra se produce de manera explosiva. A su vez, la matriz se encarga de sostener las fibras manteniendo la integridad del laminado y transfiriendo la carga entre las fibras. Además, al separar las fibras, retarda el crecimiento de las fisuras aumentando la tenacidad del laminado (Arias y Vanegas, 2004). Al contrario que las fibras, la matriz tiene un comportamiento dúctil, por lo que es capaz de absorber energía mediante deformación plástica y crecimiento de fisuras.

Los mecanismos de fallo que pueden aparecer en los laminados de fibra continua dependen de la dirección de la carga aplicada y de la orientación de las fibras que forman el laminado, de modo que, tanto la rotura de las fibras, como el daño que se produce en la matriz, se producen de manera distinta, en función de la carga a la que se vean sometidas. A continuación, se detallan los mecanismos de fallo principales que fueron esquematizados en la Figura 2-2.

a) Rotura de las fibras a tracción. Al aplicar cargas de tracción en la dirección de las fibras se crean fisuras sobre las mismas que terminan produciendo su rotura. Para que esa rotura se inicie en las fibras, se debe considerar que la resistencia de la fibra puede no ser uniforme; por lo que no se producirá la rotura de todas las fibras simultáneamente, sino que la lámina empezará a romperse por el punto más débil de una de las fibras que lo conforman (Pagès et al., 2002). Al romperse una fibra, se produce una redistribución de las tensiones, pues la fibra rota deja de soportar tensiones en una determinada longitud y se produce una sobrecarga en las fibras contiguas que podrían alcanzar un valor de tensión que también produjera su rotura.

b) Pandeo de la fibra a compresión. Cuando se aplican cargas a compresión, el mecanismo de fallo de las fibras puede producirse por cortadura de las fibras o por micropandeo (Arias y Vanegas, 2004).

c) Despegue fibra-matriz. El fallo de despegado entre la fibra y la matriz aparece cuando las fibras son muy resistentes y la intercara fibra-matriz muy débil. Se produce una gran concentración de tensiones en la interfase, lo que genera una pérdida de la adhesión y un deslizamiento, que repercutirá en las propiedades del laminado al no efectuarse correctamente la transmisión de carga entre la matriz y las fibras.

d) Agrietamiento de la matriz. Se produce el agrietamiento de la matriz bajo cargas a tracción en dirección transversal a las fibras. Este modo de fallo suele ser el primero en aparecer, lo que provoca una redistribución de tensiones y puede producir el inicio de otros modos de fallo como la delaminación, el despegue fibra-matriz o la rotura de fibras (Barbero et al., 2011). Al aplicar cargas a compresión en la dirección de las fibras, se produce un aplastamiento de la matriz, aunque también puede producirse fallo por cortadura de la matriz.

e) Despegue entre láminas adyacentes o delaminación. Una delaminación es la rotura que se produce por la propagación de las fisuras a través de la matriz que da lugar al despegue entre láminas adyacentes. La delaminación se produce por tensiones normales al plano del laminado y equivale a una pérdida de adhesión entre las láminas.

Habitualmente, sus planos son paralelos a la superficie del componente. Se muestra como una separación entre las láminas (Arias y Vanegas, 2004; Sridharan, 2008) y es más frecuente que aparezca entre láminas con elevada diferencia de rigideces, sea debido a diferentes materiales constituyentes o a diferentes orientaciones de las fibras (Wu y Springer, 1988). Las delaminaciones son difíciles de detectar y pueden causar importantes reducciones en la resistencia a compresión; por lo tanto, bajo cargas de compresión suponen una mayor preocupación que con cargas de tracción.

Es habitual que se presente una combinación de varios mecanismos de fallo antes de la rotura de un laminado. La complejidad del problema se intensifica cuando interaccionan varios de estos mecanismos, produciéndose una pérdida de la capacidad de carga y/o integridad y afectando al fallo último (Swindeman et al., 2013).

Debido a estos fallos microestructurales, existen consecuencias a nivel macroscópico, pues se produce una degradación de las propiedades elásticas y la resistencia. Sin embargo, dada la elevada variedad de configuraciones posibles, no es posible asignar mecanismos de daño bien definidos en la escala macroscópica. Por ello, el daño a nivel mesoscópico ayuda a clasificar los mecanismos de fallo a nivel microestructural en tres bloques (Miravete et al., 2000):

- El daño intralaminar, que aparece en el interior del plano de cada lámina y progresa en un plano paralelo al de las fibras, de modo que no se produce rotura de fibras. Los mecanismos de fallo que se ven controlados por este tipo de daño son el agrietamiento de la matriz y el despegue entre la fibra y la matriz.
- El daño interlaminar, que se produce entre láminas de material adyacentes, sin llegar a producir rotura de fibra. El mecanismo de fallo controlado por este tipo de daño es la delaminación.
- El daño translaminar, en el que las fisuras están orientadas transversalmente respecto al plano de laminado y producen la rotura de las fibras. El mecanismo de fallo principal en esta ocasión es la rotura frágil de las fibras.

Teniendo en cuenta los mecanismos de daño anteriores, y que el comportamiento de un laminado de material compuesto en dirección de las fibras está dominado por las propiedades de las fibras, y en dirección transversal y de cortadura por las propiedades de la matriz (Schuecker y Pettermann, 2008), resulta más conveniente considerar a los laminados reforzados con fibra continua como estructuras en vez de como materiales (Orifici et al., 2008).

Al contrario que en los materiales metálicos, la resistencia de los materiales compuestos varía en función de la dirección del laminado, pudiendo ser relativamente frágiles. Las tensiones interlaminares y la resistencia a cortadura son espacialmente bajas en comparación con los metales isótropos. El daño, como las delaminaciones internas, puede incluso no ser visible. Esta combinación de características hace que sea necesario considerar la caracterización del daño como un factor clave en la utilización de materiales compuestos (MIL-HDBK-17-1F, 2002) en aplicaciones aeronáuticas y aeroespaciales.

2.2. Comportamiento frente a impacto

2.2.1. Introducción al impacto

Los materiales compuestos laminados de fibras largas están diseñados para tener elevadas propiedades mecánicas en el plano; sin embargo, en los laminados bidimensionales, la falta de refuerzo en la dirección transversal conlleva que las solicitaciones fuera del plano sean soportadas únicamente por la matriz, con una resistencia a través de espesor varios órdenes de magnitud inferior. Por ello, son especialmente susceptibles a sufrir daños internos causados por impactos transversales. Las formas de daño que los impactos pueden producir en laminados de material compuesto son complejas, como se muestra en el esquema de la Figura 2-3.

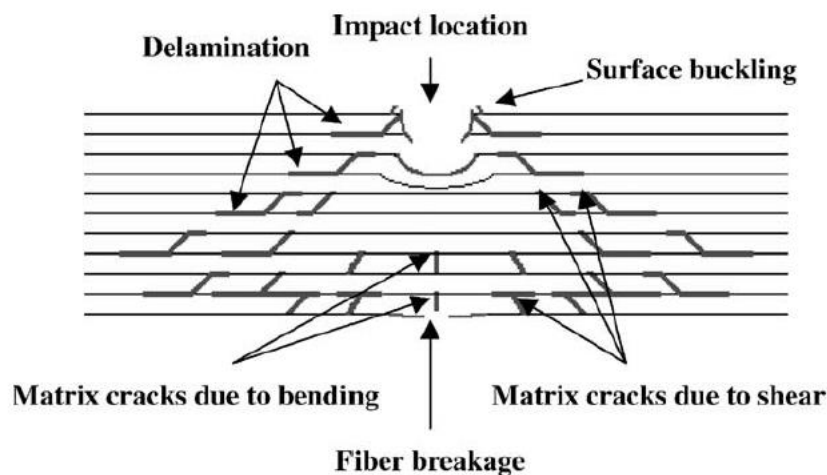


Figura 2-3: Daño típico producido por impacto en un laminado de material compuesto (Shyr y Pan, 2003)

Los componentes pueden sufrir daños durante la fabricación, montaje, mantenimiento o vida en servicio. Los materiales compuestos son básicamente frágiles y, por lo tanto, sólo pueden absorber energía mediante deformación elástica y a través de mecanismos de daño. Por ello, de todas las causas que pueden producir daño en una estructura de material compuesto, generalmente el impacto es la condición de carga más severa (Hawyes et al, 2001).

Los impactos se pueden dividir en impactos de alta velocidad e impactos de baja velocidad. Razali et al. (2014) realizaron una revisión del daño por impacto en estructuras de material compuesto y plasmaron una división de los tipos de impactos más amplia. En general, un proyectil pequeño a gran velocidad produce un impacto de alta velocidad y un proyectil grande a pequeña velocidad produce un impacto a baja velocidad.

Se produce un impacto de alta velocidad cuando el ratio entre la velocidad de impacto frente a la velocidad de propagación de las ondas de compresión a lo largo del espesor es mayor que la deformación de rotura en dicha dirección (Abrate, 1998). En este tipo de impactos, el daño se origina durante los primeros recorridos de las ondas de

compresión, antes de que se produzca una deformación global de la estructura y, por lo tanto, no tienen importancia las condiciones de contorno que existan. Gracias a ello, se pueden estudiar de forma local. En general, los ensayos de impacto de alta velocidad ocasionan penetración en el laminado, lo que puede ser crítico para la integridad de los componentes.

Los impactos a baja velocidad son aquellos en los que la propagación de la onda de tensiones a través del espesor no juega un papel importante. Cuando un proyectil entra en contacto con el componente, una onda de compresión, una onda de cortadura y ondas de Rayleigh se propagan a partir del punto de impacto. Las ondas de compresión y de cortadura alcanzan la cara trasera y se reflejan. Después de varias reflexiones a través del espesor del laminado, se establece el movimiento de la placa. Los impactos de baja velocidad son aquellos para los cuales el daño se produce después del movimiento de la placa (Abrate, 1998; Robinson y Davies, 1992), por lo que existirá una influencia importante de las condiciones de contorno de la estructura. En estos ensayos no suele existir penetración, pero se puede producir un daño de mayor superficie.

Los impactos de baja velocidad pueden causar daños significativos pero que pueden no ser fácilmente detectables. Las fuentes que pueden producir este tipo de impactos incluyen caídas de herramientas y equipos, restos de la pista de aterrizaje, hielo o granizo, y colisiones con otros aviones o vehículos de tierra. Sin embargo, un avión también puede ser dañado durante el vuelo, por impactos de alta velocidad o por impactos de muy alta energía (fallo del turbofan, impacto de pájaro o daño balístico considerado sólo en aplicaciones militares).

Para evaluar la velocidad de transición entre impactos de baja velocidad y alta velocidad, se debe tener en cuenta que la deformación inicial a compresión en la cara impactada viene dada por la ecuación (2-1), donde V es la velocidad de impacto y c es la velocidad del sonido en la dirección transversal.

$$\epsilon = V/c \quad (2-1)$$

Típicamente, se utilizan deformaciones críticas entre 0,5 y 1% para calcular la velocidad de transición. Para matrices epoxi comunes, la transición se produce para una velocidad de impacto entre 10 y 20 m/s (Abrate, 1998).

Los impactos de baja velocidad son muy peligrosos para los laminados bidireccionales ya que, además de originar daños sobre la superficie, pueden producir delaminaciones que reducen significativamente las propiedades residuales del material, pero que son más difíciles de detectar mediante una inspección visual (Reis y Freitas, 1997; Xiong et al., 1995). Por ello, es necesario realizar estudios que analicen los posibles efectos de los impactos de baja velocidad sobre estructuras de materiales compuestos. Para determinar los modos de fallo que se producen, se realizan análisis experimentales mediante torre de caída como método experimental más utilizado.

2.2.2. Ensayos de resistencia al impacto y métodos de ensayo

No se debe confundir la resistencia al daño con la resistencia residual. La resistencia al daño es la respuesta de un material o estructura frente a un impacto (o diferentes tipos de daño). Por otro lado, la resistencia residual es la resistencia de una estructura que se encuentra en un estado de daño dado. Ambas propiedades no están siempre ligadas, de forma que, los materiales pueden caracterizarse por tener elevada una propiedad y no la otra. Algunas características que mejoran la resistencia al daño tienden a degradar la resistencia residual, mientras que otras tienen un efecto beneficioso en ambas.

Los ensayos de impacto son utilizados habitualmente para analizar las formas de proteger a las estructuras y como una parte de los ensayos de componente llevados a cabo durante la certificación. La simulación de todas estas condiciones puede requerir ensayar a diferentes niveles de energía, velocidades, geometrías del impactador, y condiciones de contorno. Este tipo de ensayo, además de ser un método común para investigar la resistencia a impacto, forma parte de los estudios de tolerancia al daño, como medio de generar daño por impacto, que permite evaluar la resistencia después de impacto.

Los dispositivos utilizados para simular impactos de baja velocidad típicos del problema de caída de herramienta son los impactadores de caída libre. La resistencia a impacto se puede estimar mediante la norma ASTM D 7136 (2015), que mide la resistencia al daño de un material compuesto de matriz polimérica reforzada mediante un ensayo de impacto por caída libre fuera del plano. El equipo impactador debe ser capaz de permitir la caída de un peso desde diferentes alturas, controladas con una precisión de ± 5 mm, con el fin de obtener la energía de impacto requerida en el ensayo y determinar la energía necesaria. La altura de lanzamiento es proporcional a la energía de impacto seleccionada. En la Figura 2-4 se puede observar un esquema del aparato impactador.

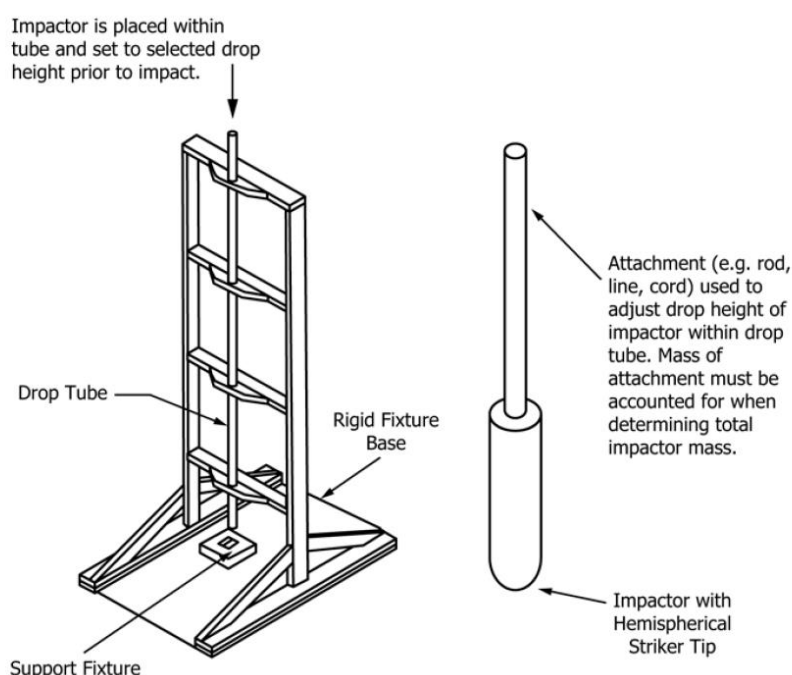


Figura 2-4: Aparato impactador (ASTM D 7136, 2015)

Para realizar este ensayo, se coloca la probeta sobre un útil plano utilizando unos soportes laterales para evitar que el espécimen se mueva durante el proceso de impacto. Además, se deja una ventana central libre de $75\text{ mm} \pm 0,2\text{ mm} \times 125\text{ mm} \pm 0,2\text{ mm}$ en la que el impacto debe efectuarse. Las probetas deben ser impactadas en su cara útil para facilitar la medida de la profundidad de huella debido a la baja rugosidad de dicha superficie. Cada probeta recibe sólo un impacto y el rebote se previene mediante un dispositivo anti-rebote incorporado en el impactador de acuerdo con la norma.

Generalmente, un panel plano es impactado en dirección normal a su superficie. El peso de caída utilizado en los ensayos de CAI es normalmente lanzado a diferentes alturas, con una masa de 4,5 a 9 Kg, y es considerado un impacto de baja velocidad. Habitualmente, se utilizan puntas semiesféricas de 12,7 mm a 25,4 mm de diámetro. Los laminados cuasi-isótropos de entre 5,08 mm a 10,16 mm de espesor son los habitualmente utilizados en estos ensayos para aplicaciones estructurales aeronáuticas.

La norma ASTM D 7136 (2015) indica que el percutor debe tener $16\text{ mm} \pm 0,1\text{ mm}$ de diámetro. Algunos investigadores siguen la norma ensayando probetas de las mismas dimensiones y con un impactador como el especificado por la norma (Gonzalez et al., 2012; Lopes et al., 2009). Por el contrario, existen trabajos de investigación en los que se utilizan impactadores con cabezas de otros tamaños, como por ejemplo Belingardi y Vadori (2003) utilizan una cabeza semiesférica de radio 10 mm; Aktaş et al. (2009) y Quaresimin et al. (2013) realizan ensayos de impacto con una cabeza con punta semiesférica de 12,7 mm, mientras que Shi et al. (2012) utilizan una de 15 mm. Icten et al. (2013) estudian el efecto del diámetro del impactador, ensayando con cabezas de diámetro 12,7 mm, 20 mm, 25,4 mm y 31,8 mm.

Después del impacto, se debe llevar a cabo una valoración del daño. Los modos de fallo que aparecen son: daños en la matriz, delaminaciones y rotura de fibras. Además, el contacto del percutor induce aplastamiento de las capas superiores. El criterio de evaluación de daño debe incluir la medida del área dañada aparente visible, medida de la profundidad de huella, y una evaluación no destructiva, como C-Scan, para el área interna dañada. Después, ensayos mecánicos adicionales como CAI o fatiga pueden ser llevados a cabo.

De lo ensayos de impacto de baja velocidad se puede obtener la velocidad real de impacto, la fuerza de contacto durante el evento, la energía absorbida, el área delaminada y la profundidad de huella.

En este tipo de ensayos, se tienen una serie de fuentes de errores experimentales. Por ejemplo, la velocidad puede ser menor que la predicha debido a la fricción en los raíles o en el tubo, por lo que para asegurar una mayor precisión, la velocidad del impactador debe ser medida justo antes del impacto. Además, se debe evitar que el peso rebote y que impacte en la probeta más de una vez. Finalmente, dado que la cantidad de daño será dependiente de las condiciones de apoyo de la probeta, éstas deben ser

reproducidas con mucho cuidado. La rigidez global de la base de la máquina e, incluso el suelo debajo del impactador, puede influenciar los resultados del ensayo.

2.2.3. Comportamiento frente a impacto de baja velocidad

En general se acepta que, durante impactos a baja velocidad, el daño se inicia por fisuras en la matriz que crean delaminaciones en las interfaces entre láminas con diferentes orientaciones de fibra. Como se ha comentado, el impacto a baja velocidad es considerado el de mayor peligrosidad, ya que escapa a las inspecciones visuales rutinarias.

En la literatura se puede encontrar una explicación de mecánica básica y términos fundamentales relacionados con el impacto (Abrate, 1998; Schoeppner y Abrate, 2000). El comportamiento frente a impacto de un laminado de material compuesto puede dividirse en tres etapas que se comentan a continuación.

La respuesta inicial a un impacto de un laminado es, en gran medida, elástica lineal con la energía incidente y la energía de retorno. Durante esta fase el daño consiste principalmente en fisuras en la matriz. Este tipo de daño no causa una reducción significativa de la resistencia residual por sí mismo.

La segunda fase de daño involucra la delaminación o despegado de láminas individuales. La carga umbral de delaminación se describe como el nivel de carga, obtenido del gráfico carga-tiempo o carga-desplazamiento, para el cual se produce una caída de la carga repentina debido a la pérdida de la rigidez de la probeta como resultado de un nivel de daño en el laminado. En el estudio de Schoeppner y Abrate (2000) los umbrales de carga de delaminación observados se comparan con las medidas de daño de C-Scan de probetas impactadas para determinar si la caída repentina de carga corresponde al desarrollo de la delaminación. La proyección del área delaminada, mostrada mediante ultrasonidos C-Scan, aumenta linealmente con respecto a la energía de impacto.

La tercera fase principal del daño por impacto en un laminado comienza cuando el nivel de energía es tal que el área de la delaminación no sigue aumentando linealmente con la energía incidente de impacto (Abrate, 1998). En esta fase, la energía es disipada principalmente a través de la rotura de las fibras y, finalmente, por penetración del laminado.

Las delaminaciones sólo ocurren en las interfaces entre capas con diferente orientación (Abrate, 1998). La forma de la delaminación, en general, es la de un cacahuete alargado orientado a lo largo del eje principal de la lámina inferior a la interface, como se observa en la Figura 2-5. Esta forma de cacahuete corresponde con el área de deformación a flexión correspondiente si las láminas individuales fueran impactadas separadamente.

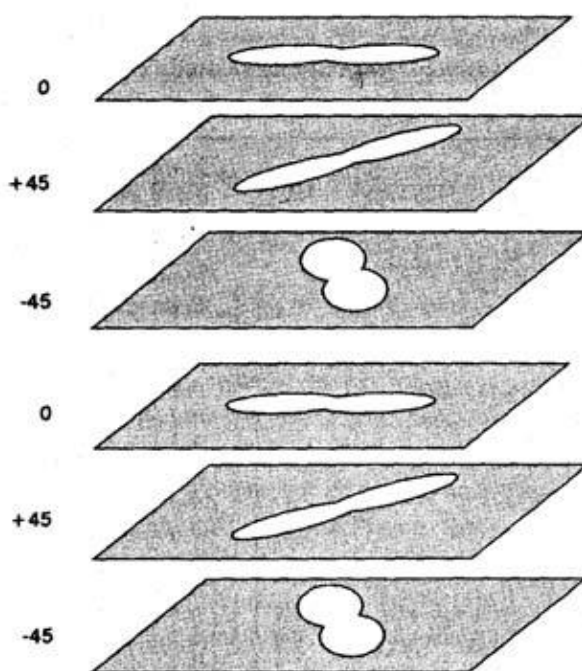


Figura 2-5: Orientaciones de las delaminaciones (Abrate, 1998)

En la literatura, existen numerosos estudios acerca del comportamiento frente a impacto de los materiales compuestos ante diferentes variables. Por ejemplo, la diferencia entre módulos elásticos de láminas adyacentes o el aumento del espesor de la lámina o grupo de láminas, aumenta el área delaminada (Abrate, 1998). Por otro lado, los laminados fabricados con refuerzo tejido tienen mejor resistencia al daño que los laminados fabricados con cinta unidireccional. En general, una mayor diferencia entre las tensiones por deformación a flexión de grupos de láminas adyacentes, supone un incremento de la delaminación producida (Liu, 1990).

Por otro lado, los laminados pueden ser impactados durante el montaje, pero también pueden ser impactados cuando están sometidos a tensiones debido a las cargas en servicio. Al evaluar el efecto de las tensiones en el plano en el comportamiento frente a impacto de laminados de material compuesto, los resultados experimentales muestran que el comportamiento a impacto está relacionado tanto con la pretensión como con la precompresión. En un laminado precargado decrece la resistencia a impacto (Chiu et al., 1997; Ghelli y Minak, 2010). Además, en servicio pueden variar algunas condiciones, como la temperatura. Por ejemplo, el hecho de que el laminado este sometido a baja temperatura durante el impacto, tiene un efecto en el daño similar al de incrementar la energía de impacto (Gómez Del Río et al., 2005). Sin embargo, una diferencia es que mientras que la energía absorbida por el laminado es proporcional a la energía de impacto, la mayor extensión del daño favorecida por la baja temperatura no va acompañada de una mayor disipación de energía.

Otra variable determinante en el comportamiento frente a impacto a baja velocidad es el espesor. Una placa simplemente apoyada sólo puede actuar a flexión, mientras que una placa empotrada primero responde a flexión pero después, cuando la deflexión aumenta, la rigidez de membrana empieza a jugar un papel importante. En este caso,

el espesor juega un papel clave ya que, la diferencia de comportamiento con la variación de los apoyos en las placas gruesas es muy pequeña; en cambio, en las placas delgadas el comportamiento es distinto según estén apoyadas o empotradas. Dado que en los laminados delgados la deflexión es mayor que en los de mayor espesor, el caso empotrado tendrá una mayor rigidez que el apoyado, con lo que el tiempo de contacto decrece y la carga máxima aumenta. Además, añade tensiones extras de tracción en la cara posterior del laminado que ya están en tracción debido a la flexión. Estas tensiones superiores pueden hacer que las fisuras comiencen antes que en las placas simplemente apoyadas (Abrate, 1998; Henkhaus, 2003).

Adicionalmente, el espesor es una variable que varía la forma en la que se desarrolla el daño en el impacto (Hazell et al., 2009; Huang et al., 1991). Los laminados gruesos son menos flexibles y normalmente desarrollan roturas de la matriz en la cara impactada. Esto es debido a los grandes esfuerzos de contacto que se producen por el impactador. Las fisuras se propagan verticalmente a través de las láminas y se inician delaminaciones cuando alcanzan las interfaces de las láminas formando el dibujo de un pino (Figura 2-6-a).

Por el contrario, en los laminados más delgados, con mayor flexibilidad, el desarrollo de las grietas en la matriz se produce en la cara opuesta al impacto. Estas grietas se producen debido a la flexión y tensiones de membrana que inducen grandes deformaciones de tracción en la parte opuesta o trasera del laminado. Estas grandes deformaciones pueden dar lugar a aperturas en las fibras o incluso en la fractura de las mismas. Las fisuras resultantes entonces se propagan hacia arriba e inician delaminaciones en las interfaces de las láminas formando un patrón con forma de pino invertido (Figura 2-6-b).

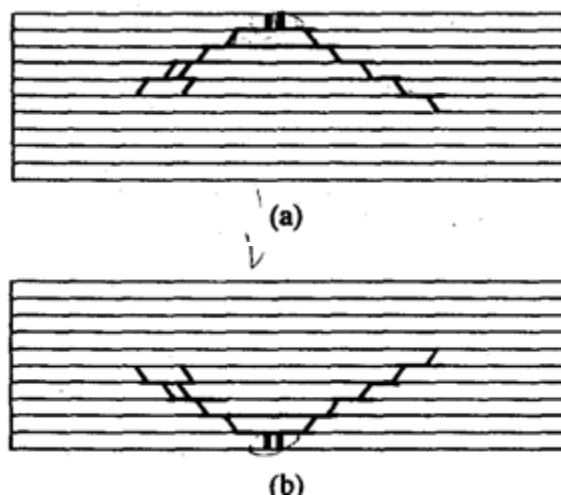


Figura 2-6: Patrones de daño: a) pino, b) pino invertido (Abrate, 1998)

Los impactos en laminados delgados causan daños a través del espesor incluso para energías de impacto relativamente pequeñas. En la región de impacto, el daño consiste en daño de la fibra y de la matriz; en los alrededores, el daño consiste sólo en el daño de la matriz. El diámetro de la región de contacto es sólo una pequeña parte del radio del impactador y del mismo orden de magnitud que el espesor.

Al observar, por tanto, los efectos del espesor, el daño por impacto a baja velocidad es un problema de mayor importancia para laminados delgados que para laminados gruesos. La energía cinética necesaria para producir un nivel de daño dado aumenta con el incremento del espesor (Abrate, 1998).

2.2.4. Tolerancia al daño y detectabilidad

La tolerancia al daño es la medida de la capacidad de una estructura de soportar un nivel de daño o presencia de un defecto y todavía ser capaz de asumir una actuación segura en sus funciones de operación (Hull y Shi, 1993), o lo que es lo mismo, la capacidad que tiene el componente de resistir cargas con un nivel de daño dado sin arriesgar la seguridad del avión. Esta capacidad para tolerar el daño deberá satisfacerse hasta que se lleve a cabo una inspección, cuando el defecto sea detectable, y durante toda la vida, si no es detectable.

La susceptibilidad al daño por fuerzas concentradas fuera del plano es una de las preocupaciones principales en el diseño de estructuras de materiales compuestos avanzados. Por ello, dentro de los defectos a considerar en el estudio de la tolerancia al daño, el daño causado por un impacto a baja velocidad es el más crítico.

El daño por impacto en un laminado se produce como resultado de una fuerza de contacto y su deflexión en el laminado. Estas fuerzas de contacto dan como resultado un aplastamiento localizado en el laminado. Las deflexiones, producen múltiples delaminaciones debido a fallos por cortadura interlaminar. Las interfaces entre láminas donde esto ocurre son una función de la secuencia de apilamiento y tienden a ocurrir en interfaces que presentan grandes diferencias entre las propiedades en el laminado de los sublaminados. El tamaño y localización de las delaminaciones son función de las propiedades del material, resistencia a cortadura interlaminar, rigidez, resistencia a modo II, rigidez local y energía de impacto, como se vio en el apartado anterior.

La deflexión del laminado puede también dar lugar a fallo por tracción de las fibras. En muchos casos de impactos a baja velocidad, el daño se concentra en la matriz y sólo se producen pequeños fallos en la fibra. Por tanto, la resistencia a tracción en el plano del laminado no está seriamente degradada. Sin embargo, incluso con niveles de impacto que levemente muestren alguna señal en la superficie, el daño en la matriz puede ser significativo y, por consiguiente, la capacidad de estabilizar las fibras a compresión puede estar gravemente deteriorada. Por todo ello, la tolerancia de daño por impacto es normalmente una consideración crítica de diseño y la compresión es el modo de carga crítico.

Se deben efectuar ensayos de impacto a baja velocidad y de la posterior progresión del daño producido en la estructura para tener una medida de la resistencia residual que mantiene el componente. El estudio de estos impactos actualmente no puede realizarse únicamente de manera analítica debido a la complejidad de fallos que aparecen.

Para diseñar la estructura de forma que pueda operar de forma segura tras el daño, una práctica común es limitar las tensiones admisibles en la estructura. Típicamente, las estructuras de material compuesto son diseñadas para soportar la más crítica o severa de las dos situaciones siguientes: un agujero de 6,35 mm en cualquier posición para carga última, o un daño debido al impacto de un objeto de tamaño determinado (representativo del daño por impacto apenas visible). Ambos criterios asumen que el defecto existe durante toda la vida de la pieza y, por lo tanto, reducen la resistencia admisible (MIL-HDBK-17-3F, 2002).

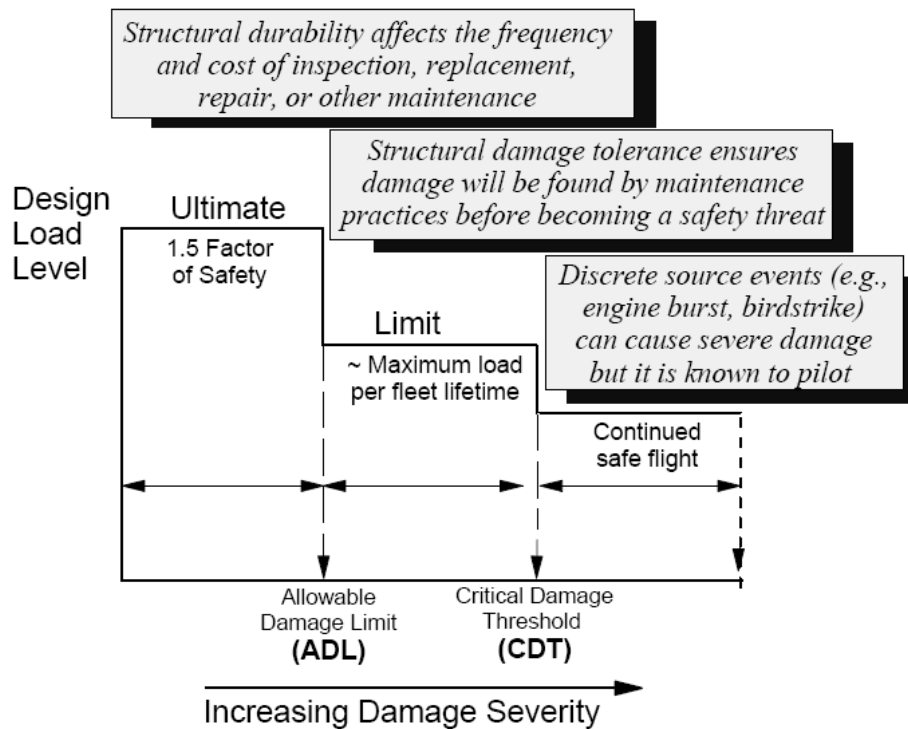


Figura 2-7: Gráfico de carga de diseño y consideraciones de daño para durabilidad y tolerancia al daño (MIL-HDBK-17-3F, 2002)

Como se observa en la Figura 2-7, existen tres bloques que marcan el nivel de carga de diseño en los diferentes casos (MIL-HDBK-17-3F, 2002). Para daños relativamente pequeños, que suelen aparecer en la estructura y que pueden ser indetectables por un control de calidad durante la fabricación o en una inspección en servicio, la estructura debe tener la suficiente resistencia estática para ser capaz de soportar carga última durante toda la vida del avión. Cuando las inspecciones visuales detalladas son utilizadas en servicio, el daño apenas visible (BVID "Barely visible impact damage") se suele clasificar como el umbral para daño no detectable.

Si el daño tiene un tamaño y características tales que puede ser detectado por las inspecciones de servicio seleccionadas (daño por impacto visible o VID), entonces los requisitos de carga disminuyen a la carga límite. Las estructuras con este tipo de daño sólo deben mantenerse en servicio durante el periodo de tiempo entre intervalos de inspección.

Finalmente, en el caso de daños mayores, como el daño por impacto de pájaro, pala de motor, etc., son conocidos por el piloto, por lo que será necesario poder aterrizar de forma segura pero los requisitos de carga están incluso por debajo de la carga límite.

En la Figura 2-8 se observa el racional considerado para la tolerancia al daño de estructuras metálicas mientras que en la Figura 2-9 se muestra el mismo concepto pero aplicado a materiales compuestos. Representando el tamaño del defecto (línea de puntos) y la resistencia residual (línea continua) frente al tiempo, se observa que el crecimiento del defecto en los materiales compuestos es inestable.

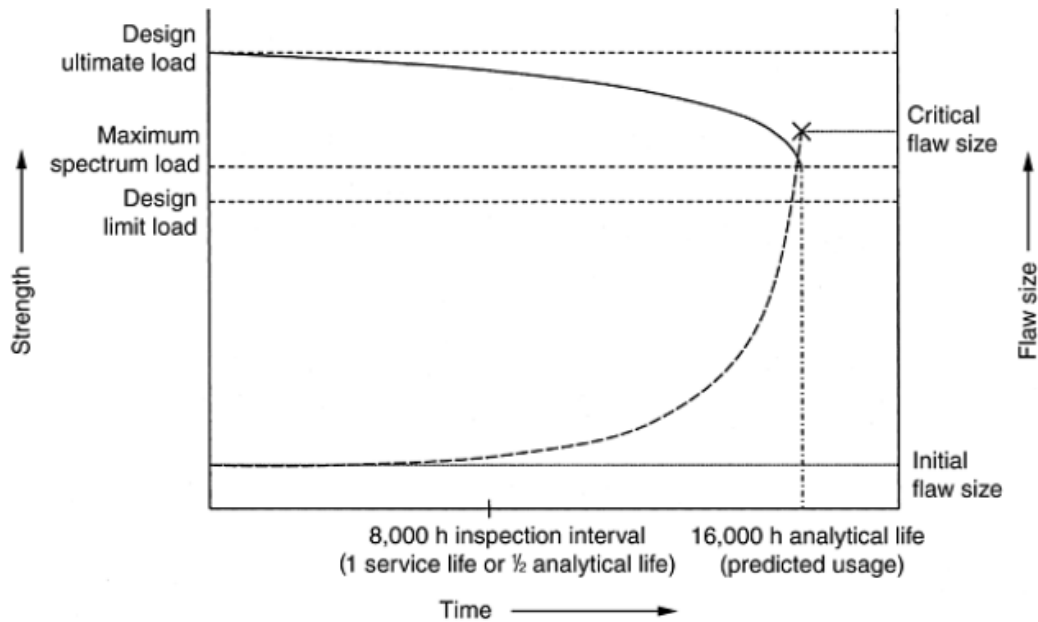


Figura 2-8: Tolerancia al daño de una estructura metálica basada en el diseño inicial (ASM Handbook Volume 21, 2001)

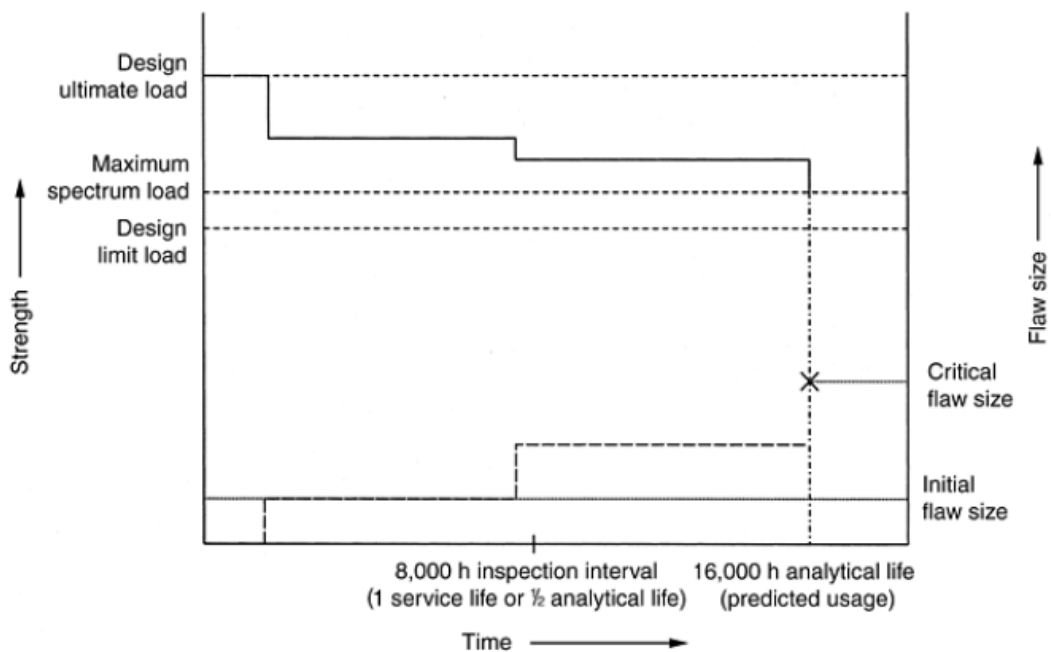


Figura 2-9: Tolerancia al daño de una estructura de material compuesto basada en el diseño inicial (ASM Handbook Volume 21, 2001)

El desarrollo del estudio de la tolerancia al daño en materiales compuestos es mucho más complicado que en metales debido al gran número de modos de fallo y su sensibilidad a las tensiones fuera del plano. Además, los efectos medioambientales asociados a la absorción de humedad por las matrices epoxi y las variaciones de temperatura deben ser considerados.

Definición de umbrales mínimos

Para cumplir con la normativa se deben tener en cuenta tanto los requisitos por resistencia estática como los de tolerancia al daño. Según la normativa europea de aviación CS-25, la carga límite es la máxima carga esperada en servicio y, la carga última es la carga límite multiplicada por un factor de seguridad, habitualmente igual a 1,5 (CS-25.301). La Figura 2-10 define los umbrales mínimos a tener en cuenta.

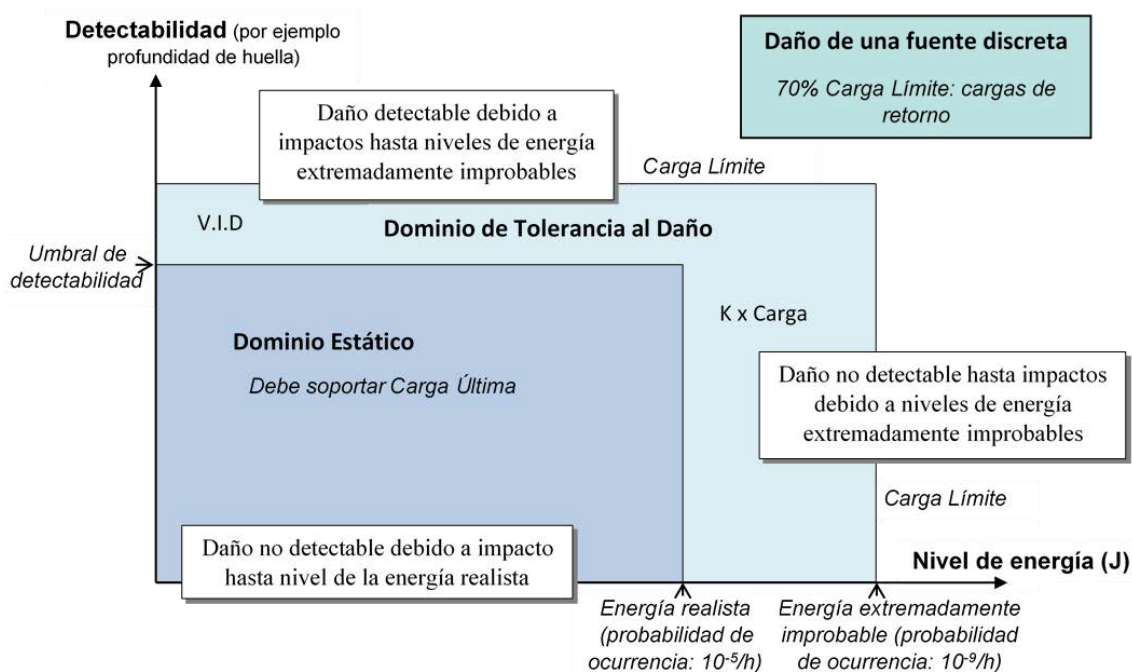


Figura 2-10: Esquema de filosofía de tolerancia al daño y definición de umbrales

Conformidad con los requisitos de resistencia estática

Según las normativas de aeronavegabilidad existentes para aviones de transporte de gran tamaño, FAR-25 de la "Federal Aviation Administration" y CS-25 de la "European Aviation Safety Agency", se definen dos umbrales (CS-25.305; FAR-25.305):

- Por un lado, se establece un umbral de detectabilidad en un proceso de inspección durante la vida en servicio.
- Otro segundo umbral será la energía máxima de impacto que de forma realista se puede esperar que ocurra desde la fabricación hasta el final de la vida en servicio. Se supone que la probabilidad de ocurrencia de esta energía razonable

es de 10^{-5} por hora de vuelo (es similar a la probabilidad de ocurrencia de la carga límite, que es una vez en toda la vida del avión).

Estos dos umbrales (detectabilidad y energía esperada) describen daños accidentales para una estructura nueva y son representativos de la mínima calidad. Por debajo de estos dos umbrales, la estructura dañada debe mantener su capacidad para soportar carga última. Ambos umbrales deben ser aprobados por las autoridades de aeronavegabilidad.

Conformidad con los requisitos de tolerancia al daño

Una evaluación de la resistencia, el diseño de detalle y la fabricación, debe mostrar que un fallo catastrófico debido a fatiga, corrosión, o daño accidental, será evitado a lo largo de la vida operacional del avión (CS-25.571; FAR-25.571).

El daño catastrófico debe ser un evento extremadamente improbable (probabilidad menor de 10^{-9} por hora de vuelo). Estos daños pueden ser divididos en dos categorías:

- Más fácilmente detectables por impactos de alta velocidad.
- Permanecen indetectables incluso para energías de impacto tan grandes como las asociadas a un evento extremadamente improbable.

La evaluación de la resistencia residual debe mostrar que la estructura residual es capaz de soportar las cargas (consideradas como cargas últimas). Para daños que no alcanzan el umbral de detectabilidad por el procedimiento de inspección seleccionado; se debe demostrar mediante análisis, con la comprobación de ensayos experimentales, que la estructura puede soportar las cargas repetitivas de una magnitud variable esperada durante su vida en servicio sin una fisura detectable. Esto es aplicable a cualquier daño no detectable, aquellos con una energía por debajo del nivel de energía realista (requerimientos estáticos) o por encima.

Se definen dos umbrales adicionales:

- El primero es un nivel umbral de energía limitado por el valor máximo que se supone en un análisis de riesgos y que debe corresponder a eventos extremadamente improbables (menos de 10^{-9} por hora de vuelo por similitud con la ocurrencia de cargas últimas).
- El segundo es un nuevo umbral de detectabilidad, por encima del cual el daño se convierte en fácilmente detectable. Este umbral no se define explícitamente y se denomina “large VID threshold”. Puede relacionarse con el daño detectable en una inspección general andando alrededor del avión o con otro tipo de definición de daño detectable, que no son parte del programa de inspección planificado. Una inspección “walk around” (inspección visual rutinaria a larga distancia, llevada a cabo desde el suelo alrededor del avión, para detectar grades áreas o indentaciones o roturas de fibra, es decir, daño fácilmente

detectable) puede ser útil para detectar daño en las estructuras externas. Sin embargo, una forma conservativa es considerar el daño correspondiente a un evento altamente improbable.

Estos dos umbrales (impacto de energía extremadamente improbable y umbral de daño fácilmente detectable) establecen los límites para los cuales la estructura debe mantener, al menos, su capacidad a carga límite. Tienen que ser aprobados por las autoridades de aeronavegabilidad, siendo consistentes con el tamaño detectable en un procedimiento de inspección de “walk-around”, cuando sea posible, y representativo del nivel de energía improbable extremo.

Otros requisitos

Además, una evaluación de la resistencia, el diseño de detalle y la fabricación deben demostrar que se evitará un fallo catastrófico debido a fatiga, corrosión, o daño accidental (MIL-HDBK-17-3F, 2002). Los daños debidos a una fuente discreta (como un impacto de pájaro, impacto de pala de motor, etc.) deben permitir en general la vuelta a casa de la aeronave; habitualmente se consideran cargas del 70% la carga límite.

Definición del daño apenas visible

La tolerancia al daño es un factor muy importante en el diseño de componentes aeronáuticos y aeroespaciales fabricados con materiales compuestos. La mayor reducción se produce en la resistencia a compresión que puede suponer entre un 40 y un 60 % la de un elemento estructural no dañado. Por ello, la tolerancia al daño define un calendario de inspecciones para la detección de daño seguro y defectos en estructuras primarias y secundarias. El principal método de ensayo consiste en comprobar la resistencia a compresión después de haber sufrido daño por impacto o por otro tipo de defecto.

Para cada configuración será necesario elegir una energía de impacto para llevar a cabo los ensayos de CAI. Habitualmente para los ensayos de tolerancia al daño cada configuración es impactada con una energía de impacto tal que el daño resultante sea apenas visible.

Se debe tener en cuenta la relajación de la profundidad de huella bajo los efectos del ambiente (tiempo, envejecimiento por humedad, fatiga mecánica, ciclos térmicos) al considerar la detección. Esto se debe a que en inspecciones en servicio puede pasar un largo tiempo después del impacto. En este caso, el periodo de exposición a estos efectos ambientales antes de la inspección puede llevar a la relajación de la profundidad de huella. Normalmente, en la industria, se utiliza la profundidad de huella para caracterizar el daño, aunque se pueden utilizar otros parámetros, como el área delaminada. Se debe definir un tamaño de daño tipo, dado por la medida concreta del algún parámetro, que permita realizar adecuadamente el impacto y los ensayos de CAI de laminados.

En realidad, para diseñar las estructuras por tolerancia al daño interesa el máximo daño no visible o no detectable (que sería equivalente al BVID). En el caso de que un laminado fuera demasiado fino, se podría definir un daño cuya energía esté justo por debajo de la que produce penetración.

2.3. Comportamiento experimental a compresión después de impacto de laminados delgados

2.3.1. Introducción al ensayo de compresión después de impacto

Las propiedades obtenidas mediante el ensayo a compresión después de impacto (CAI o “Compression After Impact”) pueden servir de guía para anticipar la capacidad de tolerancia al daño de estructuras de material compuesto de materiales, espesores y apilados similares. Sin embargo, debe entenderse que la tolerancia al daño de un componente estructural tiene una gran dependencia con varios factores, cuya variación puede dar lugar a diferencias significativas en las relaciones entre el estado de daño existente y la resistencia residual a compresión.

La respuesta de un laminado dañado depende de muchos factores que se pueden dividir principalmente en tres grupos: los relativos al propio espécimen de ensayo, como el material, método de fabricación, porcentaje de contenido de refuerzo, secuencia de apilamiento, precisión de la orientación, geometría, preparación y acondicionamiento de la probeta, y espesor total; los relativos al daño que contiene, incluyendo tipo, tamaño y posición del daño; y, finalmente, los relativos a las características del ensayo, como el alineamiento y condiciones de contorno, ambiente, tiempo y velocidad del ensayo, entre otros. En consecuencia, no se pueden efectuar comparaciones entre materiales si no se utilizan condiciones de ensayo y configuraciones de laminados idénticas. Además, todas las desviaciones de la configuración de ensayo estándar deben ser registradas en los resultados.

De la evaluación experimental de la resistencia residual a CAI resultan las siguientes propiedades: fuerza de compresión y deformaciones superficiales como funciones del desplazamiento, y resistencia residual a compresión.

Algunas limitaciones generales de los ensayos de CAI se resumen a continuación:

- Los mecanismos de daño que se observan en las probetas no pueden ser escalados directamente a estructuras más grandes.
- El nivel de daño por impacto depende de la rigidez del sistema de amarre de la probeta durante el impacto; en general, un soporte menos rígido produce un daño menor y una mayor resistencia a CAI.
- Puede haber variación entre la utilización de diferentes masas de impactadores para obtener un nivel de energía dado. Los datos experimentales y los modelos

teóricos no son suficientes para encontrar las consecuencias de variar la masa/velocidad para una energía dada.

- El sistema de alineamiento también es importante, pues pueden resultar errores si el útil no está centrado con respecto del eje de carga de la máquina de ensayos.
- Si el fallo no se produce en el área de impacto, no se obtienen resultados fiables. Por ejemplo, los laminados finos pueden fallar en la zona no soportada debido a pandeo encima o debajo de los apoyos laterales del espécimen.
- La mala fabricación del material, la falta de control en la alineación de la fibra, y el daño generado por el incorrecto mecanizado de la probeta pueden ser causa de gran dispersión de los resultados. La variación del espesor, la curvatura fuera del plano, y la rugosidad en la superficie, también pueden contribuir a la dispersión de los datos.
- Una correcta preparación de las probetas es crítica en los resultados. Una finalización plana de los bordes, y el paralelismo y perpendicularidad entre ellos, son particularmente importantes.

Por otro lado, la forma, el tamaño y la posición del daño pueden afectar de forma significativa al comportamiento en deformación y resistencia de las probetas. Los efectos de borde, restricciones de contorno, y el campo de tensión/deformación de daño puede interactuar si el tamaño del daño se convierte en demasiado grande en relación con el largo y ancho de la probeta. Se recomienda que el tamaño del defecto esté limitado a la mitad del ancho de la probeta para minimizar la interacción entre el daño y los bordes; como la probeta tiene una relación largo-ancho pequeña 1,5, su distribución deformación/tensión es particularmente sensible a alteraciones causadas por impacto o indentación.

Los resultados de resistencia sólo son válidos cuando se observan modos de fallo apropiados, en el centro del espécimen, como consecuencia de la progresión de la delaminación en dirección perpendicular a la carga debida a la compresión después de impacto. Además, cuando los datos obtenidos con este método se utilizan para el diseño, se deben considerar las configuraciones estructurales y condiciones de contorno específicas.

Como observación, cabe destacar que, en la industria, al realizar el dimensionado de estructuras aeronáuticas, se estudian por separado los factores de reserva por pandeo y por resistencia o tolerancia al daño. Sin embargo, en la realidad existe un acoplamiento entre el pandeo y la tolerancia al daño de laminados delgados de material compuesto.

2.3.2. Mecanismos de progresión de daño por CAI

El daño por compresión después de impacto es un fallo muy afectado por las cargas fuera del plano debidas al pandeo de los sublaminados derivados de las delaminaciones. Durante este tipo de fallo, ante un estado de pandeo local, la compresión se convierte en cargas fuera del plano en los alrededores de la

delaminación, que producen una repentina propagación de la misma y el consiguiente colapso del laminado. La Figura 2-11 muestra un esquema gráfico de las etapas del fallo por CAI. Dicha secuencia de fallo se describe a continuación (Abrate, 1998):

- 1) Al inicio del ciclo de carga, el laminado dañado permanece estable.
- 2) Cuando el nivel de deformación debido a las cargas de compresión comienza a ser suficientemente alto como para iniciar el pandeo en una o más interfaces delaminadas, resulta un sublaminado delgado que pandea y otro grueso que es más estable.
- 3) Cuando la carga aumenta, el laminado delgado pandea y aparecen más cargas fuera del plano alrededor del perímetro de la delaminación. El post-pandeo continúa hasta que las cargas fuera del plano exceden el valor de liberación de energía crítica de deformación en modo I o la tensión interlaminar admisible. El fallo final ocurre ya que la delaminación se propaga perpendicular a la dirección de deformación principal y el laminado colapsa.

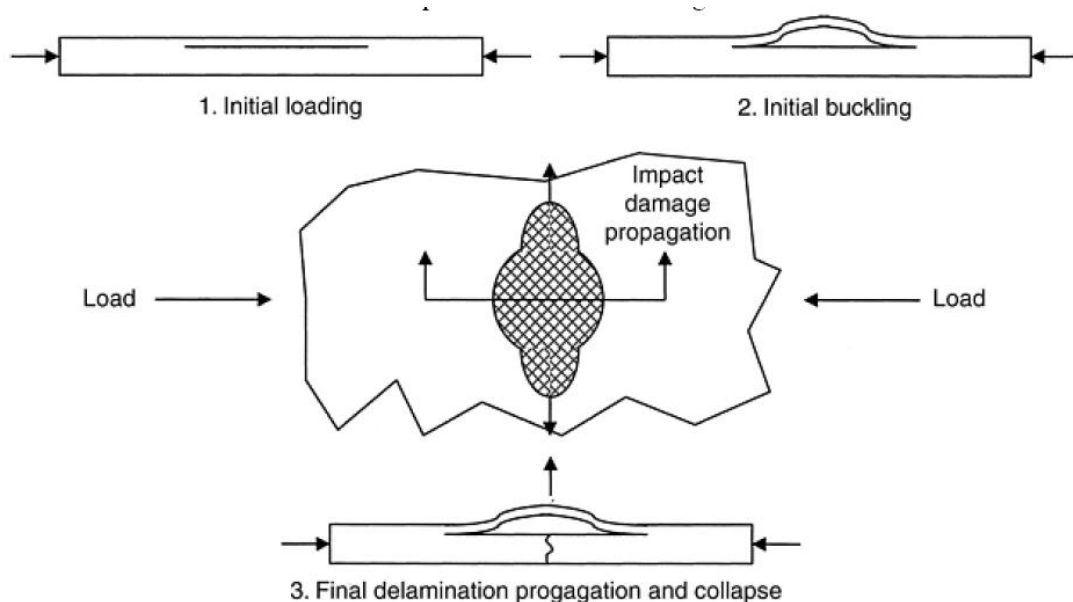


Figura 2-11: Secuencia de fallo por CAI (ASM Handbook Volume 21, 2001)

Se observa que, después del pandeo inicial, es posible que pandeen otros sublaminados adicionales. Además, pueden aparecer diferentes modos de pandeo complejos y contactos entre los sublaminados inferior y superior. La complejidad del daño y de los mecanismos de fallo incrementa la dificultad del desarrollo y verificación de modelos determinísticos adecuados del modo de fallo por compresión después de impacto.

El dimensionado de una estructura de material compuesto requiere conocer la resistencia a compresión después de impacto de los laminados que la componen. La resistencia a CAI no es una propiedad únicamente del material, dado que está fuertemente influida por la geometría de la estructura impactada, por las condiciones de apoyo de la misma, y por las características del impactador.

2.3.3. Técnicas experimentales para predecir la resistencia residual a compresión y sus limitaciones

Para medir la resistencia residual a compresión de un material compuesto se realizan ensayos de CAI sobre una probeta tipo placa impactada. Dicho ensayo consiste en someter a un laminado a un impacto de baja velocidad y, posteriormente, a un ensayo de compresión cuasi-estático mediante una máquina de ensayos universal.

Con el fin de calcular la resistencia residual a compresión última de cada espécimen, se utiliza la ecuación (2-2).

$$F^{CAI} = P_{max}/A \quad (2-2)$$

Donde F^{CAI} es la resistencia residual a compresión, en MPa, P_{max} la fuerza máxima antes del fallo, en N, y A el área de la sección transversal en mm², dada por el espesor t por el ancho w .

Además, el cálculo el modulo efectivo a compresión (E^{CAI}) se realiza como la pendiente de la curva carga-deformación según la ecuación (2-3). La fuerza aplicada a 1000 y a 3000 microdeformaciones está basada en la media de deformación para todas las galgas.

$$E^{CAI} = \frac{P_{3000} - P_{1000}}{(\epsilon_{3000} - \epsilon_{1000}) \cdot A} \quad (2-3)$$

Donde P_{3000} es la fuerza aplicada en N correspondiente a 3000 $\mu\epsilon$, P_{1000} es la fuerza aplicada correspondiente a 1000 $\mu\epsilon$, ϵ_{3000} el valor de deformación registrada cercano a 3000 $\mu\epsilon$ y ϵ_{1000} el valor de deformación registrada cercano a 1000 $\mu\epsilon$.

Para cada serie de ensayos se calcula el valor medio, la desviación estándar, y el coeficiente de variación (en porcentaje) para la resistencia residual a compresión última.

Este ensayo está estandarizado por la norma ASTM D 7137 “Standard Test Method for Compressive Residual Strength Properties of Damaged Polymer Matrix Composite Plates” (ASTM D 7137, 2007), existiendo otras normas similares (AITM 1-0010, 2005; Boeing BSS 7260, 1988; CASA I+D-E-292, 1990; NASA 1092, 1983).

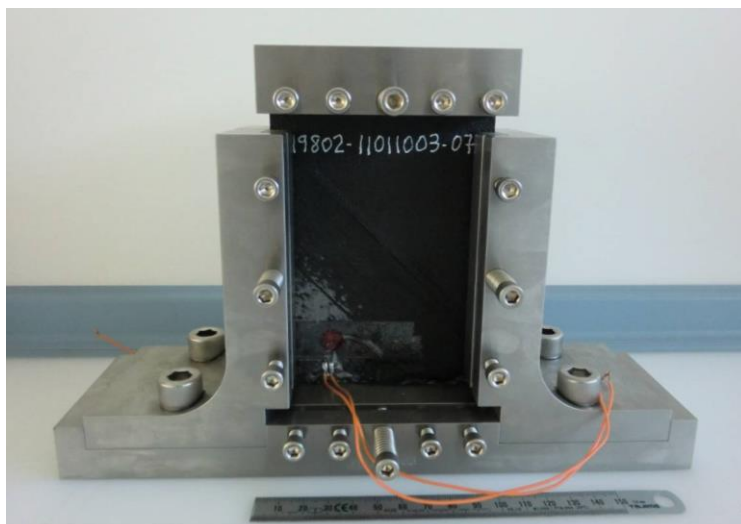


Figura 2-12: Útil de CAI de la norma ASTM D7137

La Figura 2-12 y la Figura 2-13 muestran el útil propuesto por la norma americana ASTM D 7137 (2007). Dicho útil emplea probetas con un laminado cuasi-isótropo de 150 mm x 100 mm, con un espesor mayor a 4 mm, que han sido impactadas previamente según la norma ASTM D 7136 (2015), es decir, bajo unas condiciones de contorno y un impactador como se explicó en el apartado 2.2.2.

Al analizar las características del útil de ensayo, se observa que la configuración del mismo tiene un efecto significativo en los resultados del ensayo. En el útil de ensayo estándar, los apoyos superior e inferior, aunque no son un empotramiento perfecto, introducen cierta restricción a la rotación debido a la geometría del útil. Los apoyos de los lados son bordes de cuchillo redondeados, que no proporcionan restricción rotacional, sólo soporte fuera del plano. Dichos apoyos laterales deben ser coplanarios. Los resultados pueden ser afectados por el momento aplicado a los tornillos.

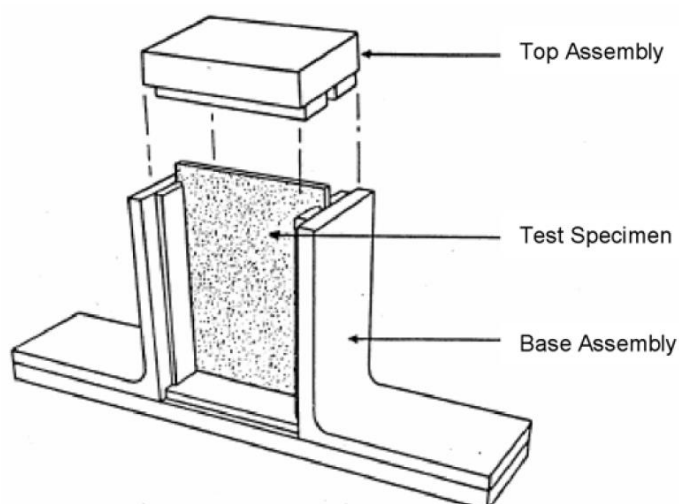


Figura 2-13: Esquema del útil de resistencia a CAI convencional (ASTM D 7137, 2007)

El procedimiento de Boeing BSS 7260 (1988) sigue la norma ASTM D 7137 (2007). Las probetas utilizadas también tienen laminado cuasi-isótropo de 152,4 mm de longitud y

101,6 mm de anchura; y de aproximadamente 5,08 mm de espesor. La versión del útil para CAI de la NASA es una alternativa a la más popular de Boeing. Utiliza unas probetas de 254 mm de largo y 127 mm de ancho. Otro método es el de NASA 1142, “Compression after impact test” (NASA 1142, 1985), que es una versión posterior a NASA 1092 (1983). Se ensayan probetas de 177,8 mm x 304,8 mm con laminado cuasi-isótropo y, normalmente, tienen un espesor de 6,35 mm. En este caso, la probeta está empotrada en un soporte de acero con un agujero de 127 mm x 127 mm en frente del lugar del impacto. Se impacta con un percutor equipado con una punta semiesférica de 12,7 mm de diámetro. La masa del impactador es entre 4,54 Kg y 5,44 Kg. La energía de impacto requerida son unos 27 J. Seguidamente del impacto, la probeta es examinada visualmente, inspeccionada mediante ultrasonidos y entonces mecanizada a sus dimensiones finales necesarias para los ensayos de compresión, 127 mm x 254 mm. Este mecanizado final elimina cualquier daño que se haya producido en la probeta en el área de empotramiento durante el impacto y permite que los bordes sean planos después del impacto. Las versiones de la NASA son menos empleadas debido a que las probetas son más grandes y por lo tanto se requiere la utilización de una mayor cantidad de material.

La norma utilizada por Airbus Group, AITM 1-0010 “Airbus Test Method. Fibre Reinforced Plastics. Determination of Compression Strength After Impact” (AITM 1-0010, 2005), también es similar a la norma ASTM D 7137 (2007), y utiliza probetas con las mismas dimensiones. Construcciones Aeronáuticas S.A. también tenía su propia norma (CASA I+D-E-292, 1990) similar. La Figura 2-14 muestra un útil CAI fabricado por la empresa Wyoming Test Fixtures Inc. bajo las características de la norma ASTM D 7137 (2007) incluyendo los requerimientos de la norma AITM 1-0010 (2005).

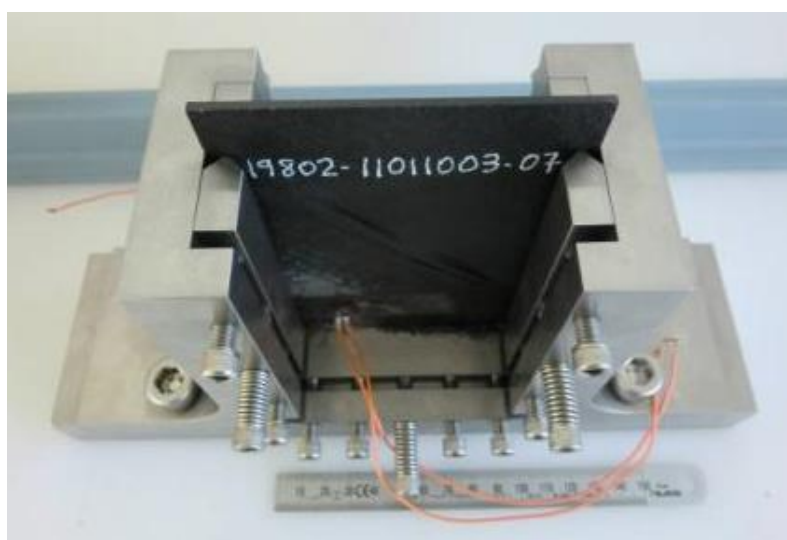


Figura 2-14: Útil de CAI de la FIDAMC fabricado por Wyoming Test Fixtures bajo norma

El procedimiento SACMA SRM 2R-94 (1994), “Compression after impact properties of oriented fiber-resin composites”, es una pequeña modificación del de Boeing BSS 7260 (1988). Las probetas son de nuevo de 101,6 mm x 152,4 mm con laminado cuasi-isótropo de 6,35 mm de espesor. La probeta está sujeta a una base/soporte de aluminio con un agujero de 76,2 mm x 127 mm. Se impacta la probeta con un impactador con una cabeza semiesférica de 15,9 mm de diámetro y una altura dada para conseguir la

energía de impacto necesaria para el espesor de dicha probeta. La masa del impactador no está especificada pero normalmente está alrededor de 5 Kg.

Adicionalmente, existen autores que utilizan otros útiles antipandeo para evitar el pandeo global del panel en el estado inicial de carga. Por ejemplo, la Figura 2-15 muestra el sistema utilizado por Zhou (1997), que también es similar al de la norma ASTM D 7137 (2007). El mecanismo central de dicho útil consiste en dos pares de placas móviles de acero con un lado cilíndrico en el lado del soporte. Estos dos pares de placas están orientadas de forma que son normales a las superficies del panel y son paralelas a la dirección de la carga. Las dos placas soporte del mismo lado están separadas 180 mm y son 5 mm más cortas para permitir la compresión del panel. Los tornillos que conducen las placas deben ser apretados a mano y es necesaria la colocación de galgas para predecir el modo de fallo dominante. Para probar este útil se estudiaron laminados, impactados e intactos, bajo carga de compresión en el plano; para ello se extraen paneles rectangulares de 350 mm de largo por 250 mm de ancho de placas circulares dañadas por impacto de 500 mm de diámetro.

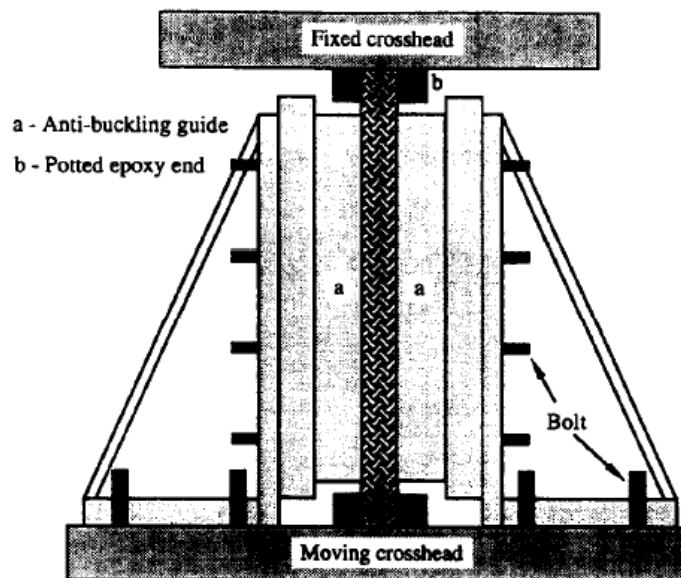


Figura 2-15: Útil de CAI utilizado por Zhou (1997)

En todas estas normas, se emplea una probeta fabricada con un laminado simétrico y equilibrado, cuyos bordes laterales están apoyados y cuyos bordes superior e inferior están empotrados. La norma ASTM fija la geometría de la probeta y las características del ensayo de impacto previo. En la actualidad, esta metodología de ensayos de CAI (ASTM D 7137, 2007) emplea un laminado de espesor por encima de 4 mm. Cuando se ensayan probetas de menos de 4 mm de espesor empleando las normas existentes, aparece pandeo global. Sin embargo, muchos de los laminados de la industria aeronáutica y aeroespacial son de espesor delgado, lo que precisa un proceso específico para determinar esta propiedad que impida el pandeo global de la probeta previo a la propagación del daño causado por un impacto. Algunos autores han empleado el procedimiento de la norma ASTM para analizar el pandeo de laminados delgados dañados por impacto (Ghelli y Minak, 2011).

2.3.4. Distintas soluciones existentes para realizar ensayos de CAI en laminados delgados

En la literatura se pueden encontrar diversas propuestas para realizar el ensayo CAI de probetas de pequeño espesor (AITM 1-0075, 2012; Berketis et al., 2008; Dudderar et al., 1971; Nettles y Sabo, 2014; Ruan et al., 2012; Sánchez-Sáez et al., 2005; Sjöblom y Hwang, 1989). Algunos investigadores (Berketis et al., 2008; Ruan et al., 2012) han utilizado útiles con soportes anti-pandeo de CAI similares al de la norma ASTM miniaturizados. A continuación, se detallan algunas de las otras soluciones más interesantes empleadas hasta el momento.

Sjöblom y Hwang (1989), propusieron el empleo de unos soportes de acero antipandeo con un agujero central para no interferir con el daño, como se muestra en la Figura 2-16. Sin embargo, esta solución no permite utilizar galgas extensiométricas y, además, necesita especímenes estrechos con tacones, lo que puede suponer un cambio de la geometría después del ensayo de impacto.

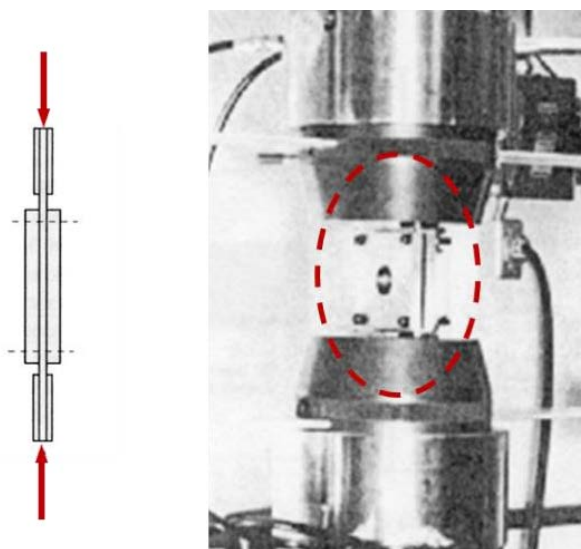


Figura 2-16: Útil propuesto por Sjöblom y Hwang (1989)

Sánchez-Sáez et al. (2005) propusieron un dispositivo de compresión que estabiliza la probeta mediante placas antipandeo. La placa posterior es fija mientras que la frontal se utiliza para fijar la probeta según su espesor. Cada una de las dos placas antipandeo está dividida en dos partes, una placa superior y otra inferior, como se observa en la Figura 2-17. Las dos placas traseras están unidas a las placas de carga. Ambas mitades tienen una apertura rectangular en el medio, de tal forma que deja libre la parte central de la probeta, es decir, no interfiere con las superficies dañadas por el impacto.



Figura 2-17: Ensayo realizado con el útil presentado por S. Sánchez-Sáez

Para este útil, las dimensiones del sistema se adaptan a la geometría de las probetas, en este caso 110 mm x 110 mm. Las mitades antipandeo miden aproximadamente 110 mm x 52 mm y el agujero central 66 mm x 30 mm, como se observa en la Figura 2-18. La probeta se coloca en el útil y las partes frontales antipandeo se atornillan a las placas traseras mediante cuatro tonillos, que permiten la libre compresión de la probeta pero evitan el pandeo global. Se deja libre una zona de 6 mm entre las placas superior e inferior. La posición y el alineamiento de la probeta según la dirección de la carga se aseguran en el útil de ensayo cuando está colocado en la máquina hidráulica, mediante la unión de cada una de las partes traseras a las placas de carga; y mediante cuatro guías laterales.

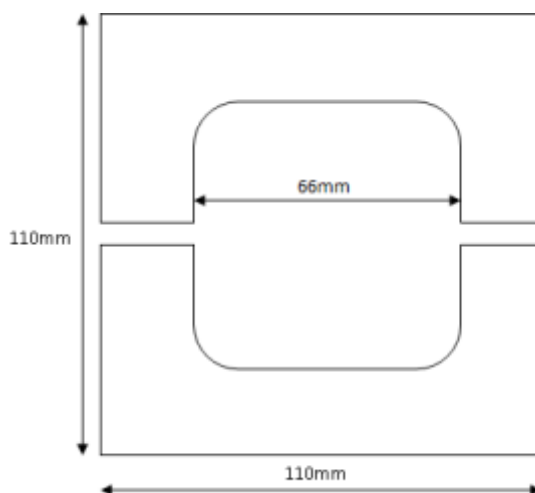


Figura 2-18: Medidas aproximadas del útil de la universidad Carlos III de Madrid

Dado que las probetas a ensayar tenían una medida diferente, no podían ser impactadas con la base convencional sino que fueron impactadas con unas condiciones de contorno distintas. Concretamente, se empotraron en los cuatro bordes y se dejó una ventana central cuadrada de 76 mm x 76 mm.

La principal desventaja es que necesita de un montaje que no es sencillo y que tiene un elevado peso debido principalmente a las guías laterales. Además, el hueco existente entre la semi-placa superior e inferior hace que el daño tienda a progresar siempre en esta zona. Por otro lado, el útil está diseñado para ensayar probetas de dimensiones distintas de las de la norma ASTM, lo que dificulta la comparación de los resultados obtenidos. Para su industrialización, se podría mantener el concepto, pero variando el tamaño del útil para que sirviera para probetas estándares. Además, sería conveniente disminuir su peso para facilitar su manejabilidad y variar el tamaño del hueco en función del espesor de probeta objeto de ensayo.

El útil de compresión de rodillos horizontales del departamento ESWNM de Airbus Operations S.L. (AITM 1-0075, 2012), mostrado en la Figura 2-19, también aumenta la carga crítica de pandeo para poder ensayar probetas más delgadas. Dicho útil tiene guías laterales y rodillos que evitan el pandeo de la probeta (Templin, 1945). El método de empotramiento es mediante tornillos y, por lo tanto, no necesita tanto paralelismo entre los bordes para la entrada de cargas pero es necesario taladrar las probetas para sujetarlas a las mordazas. El útil sería válido también para ensayos con cargas cíclicas, pero no permite una adecuada colocación de las galgas extensiométricas. La principal desventaja es que no se puede variar el ajuste por lo que sólo es válido para espesores concretos (Figura 2-20). El tamaño de las probetas es más grande que el recomendado por la norma ASTM, por lo que produce un mayor gasto de material.



Figura 2-19: Útil de rodillos horizontales



Figura 2-20: Distancia entre rodillos mayor que ancho de la ranura

Otros autores (Dudderar et al., 1971; Nettles y Sabo, 2014) emplean probetas sándwich pegando el laminado dañado a un núcleo que lo estabiliza, y ensayan a compresión todo el conjunto. La estructura sándwich es mucho más estable por tener un espesor mucho mayor, lo que permite ensayar laminados muy delgados. El problema de esta metodología de ensayo es la interacción de la zona dañada del laminado con el núcleo del sándwich, produciendo modos de fallo que no son representativos de la estructura real. El sándwich estabiliza los sublaminados creados por la delaminación retrasando la progresión de la misma, por lo que se corre el riesgo de obtener resultados de resistencia residual superiores a los reales.

2.4. Análisis numérico de la evolución del daño

2.4.1. *Introducción a las metodologías de simulación*

La predicción de inicio del daño y su posterior propagación en materiales compuestos ha sido un tema de interés que ha sido abordado por numerosos investigadores (Liu y Zheng, 2010; Orifici et al., 2008), dando lugar a diversos criterios y metodologías de simulación.

Para efectuar la simulación numérica, lo más habitual en la industria aeronáutica es utilizar programas de elementos finitos como Nastran o Abaqus. El método de elementos finitos en el cálculo estructural es un método numérico aproximado para el análisis de estructuras de cualquier tipo sometidas a distintas solicitaciones mecánicas. Para que sean susceptibles de ser programadas, se han sustituido las ecuaciones diferenciales de la Teoría de la Elasticidad (Timoshenko y Gere, 1961) por un conjunto discreto de ecuaciones.

La idealización por elementos finitos de una estructura real consiste en la conversión de ésta en un modelo matemático aproximado. Este proceso de conversión condiciona enormemente la validez y utilidad de los resultados de la solución que se obtiene, de

forma que estos resultados son tan buenos como lo sea el modelo realizado. Estos programas utilizan técnicas de análisis estructural sofisticadas para predecir la respuesta de un modelo. Gracias a los modelos de elementos finitos, se puede predecir el comportamiento de estructuras complejas. La parte más complicada de todo el proceso de simulación es la modelización, debido a que se debe encontrar una forma sencilla desde el punto de vista de cálculo, que represente de manera correcta la realidad.

El carácter anisótropo de los materiales compuestos y los múltiples modos de fallo que presentan dificultan la modelización y simulación numérica de los mismos. Las formulaciones matemáticas dependen mucho de los modos de fallo y de su propagación.

A pesar de la extensa investigación acerca de materiales compuestos de los últimos años y del incremento de aplicaciones en aeronáutica, naval y otras industrias, no se ha conseguido una metodología completa y validada para predecir el comportamiento de las estructuras de materiales compuestos incluyendo los efectos de daño con precisión.

Liu y Zheng (2010) y Orifici et al. (2008) realizaron revisiones del estado del arte de las metodologías de simulación de daño en materiales compuestos, incluyendo la modelización constitutiva del material y las teorías de fallo.

Una vez efectuada esta breve introducción a la simulación mediante elementos finitos, en primer lugar, se dará una pequeña explicación de la metodología para realizar análisis de pandeo y, después, se describirán algunos modelos existentes de predicción de resistencia residual. El análisis de pandeo es indispensable en esta investigación, ya que es el pandeo prematuro que aparece en laminados delgados la principal causa de que la resistencia residual disminuya al ensayar mediante una metodología no apropiada. Los modelos con evolución de daño son adecuados para mejorar la comprensión del comportamiento a CAI, por lo que se verán las diferentes metodologías para modelizar el daño en la lámina (intralaminar) o en la interfase (interlaminar). Una modelización del daño típica es el daño progresivo, que representa la acumulación de daño en un laminado mediante la reducción de ciertas propiedades del material.

2.4.2. Análisis de pandeo

Para realizar el análisis de pandeo de una estructura de material compuesto, se puede realizar un estudio analítico o un estudio numérico mediante modelos de elementos finitos.

Para la realización del cálculo de pandeo desde un punto de vista analítico, se puede emplear el procedimiento de Jones (1975), teniendo en cuenta que un laminado está compuesto por diferentes láminas con una determinada orientación. Jones llega a la ecuación (2-7), donde σ_{crit} es la tensión crítica, D_{11} , D_{12} y D_{66} son componentes de la matriz de rigidez a flexión del laminado, a es el largo de la probeta y b el ancho, y m es el número de semi-ondas de pandeo en la dirección larga del laminado.

$$\sigma_{crit} = \pi^2 \cdot \left[D_{11} \cdot \left(\frac{m}{a} \right)^2 + 2 \cdot (D_{12} + 2D_{66}) \cdot \frac{1}{b^2} + D_{22} \cdot \left(\frac{1}{b^4} \right) \cdot \left(\frac{a}{m} \right)^2 \right] \quad (2-7)$$

Otra opción es suponer el comportamiento del laminado como un material isótropo, con lo que se puede utilizar la ecuación (2-8) para calcular la tensión crítica de pandeo (Timoshenko y Gere, 1961), donde t es el espesor del laminado, b el ancho y K una constante que depende de la geometría y del material.

$$\sigma_{crit} = K \cdot \left(\frac{t}{b} \right)^2 \quad (2-8)$$

A pesar de la conocida anisotropía de los materiales compuestos, en ocasiones esta aproximación es suficiente (Remacha, 2009).

Para la realización de un estudio numérico, se utilizan modelos de elementos finitos. Concretamente, para el análisis numérico mediante Abaqus, se utiliza el modelo “Linear perturbation, Buckle” (Abaqus Analysis User’s Guide, 2014; Abaqus/CAE User’s Guide, 2014), o mediante Nastran se emplea la solución 105 (MSC.Nastran, 2005). Como resultado de estos estudios, se obtiene un autovalor λ que al multiplicarlo por la carga aplicada en el modelo realizado, ofrece la carga crítica de pandeo de la estructura en cuestión.

2.4.3. Modelización del daño intralaminar

Se utilizan modelos intralaminares (que incluyen también el daño translaminar de aquí en adelante) para la predicción de la acumulación del daño en el interior de las láminas. Tienen en cuenta el fisuramiento de la matriz y la rotura de las fibras, tanto a compresión como a tracción. El daño intralaminar, por lo tanto, se produce a nivel de lámina (daño intralaminar por fisuración de la matriz, tracción o compresión de fibras, etc.).

En la literatura existen distintos criterios de daño para laminados de material compuesto que pueden ser clasificados de numerosas maneras (Orifici et al., 2008). Teniendo en cuenta el modo de fallo, se tienen los criterios por fallo de la fibra a tracción (Chang y Chang, 1987; Hashin, 1980; Puck y Schürmann, 1998) o a compresión (Chang y Lessard, 1991; Dávila y Camanho, 2003; Maimí et al., 2007a; Pinho et al., 2005; Puck y Schürmann, 1998); de la matriz a tracción (Chang y Chang, 1987; Dávila y Camanho, 2003; Hashin, 1980; Hashin y Rotem, 1973; Maimí et al., 2007a; Pinho et al., 2005) o a compresión (Dávila y Camanho, 2003; Hashin y Rotem, 1973; Maimí et al., 2007a; Pinho et al., 2005; Puck y Schürmann, 1998); y los de cortadura (Chang y Lessard, 1991; Hashin, 1980). Algunos autores proponen criterios con interacción, sin separación de los modos de fallo, que predicen el fallo de la lámina completa (Hill, 1948; Hoffman, 1967; Tsai, 1965; Tsai y Wu, 1971). También existen criterios para evaluar el inicio de la delaminación (Hashin, 1980; Tong, 1997) o su crecimiento (Davidson y Zhao, 2007; Hahn, 1983; Whitcomb, 1984), aunque la modelización del daño interlaminar se verá en

el siguiente subapartado. Dentro de los criterios intralaminares caracterizados por los diferentes mecanismos de fallo, a continuación se resume el criterio de iniciación de daño de Hashin (Hashin, 1980; Hashin y Rotem, 1973), que es ampliamente utilizado y que se encuentra implementado en el programa de elementos finitos Abaqus (Abaqus Analysis User's Guide, 2014; Abaqus/CAE User's Guide, 2014).

El modelo de daño de Hashin predice el daño anisótropo en materiales elásticos-frágiles. Se utiliza para predecir el inicio del daño, y la evolución del daño se basa en la energía disipada durante el proceso de daño y un ablandamiento lineal del material. El daño viene caracterizado por la degradación de la rigidez del material. La plasticidad puede ser despreciada en los materiales compuestos.

Se consideran cuatro tipos diferentes de modos de fallo:

- Fallo en tensión de la fibra.
- Pandeo y curvado de la fibra en compresión.
- Agrietamiento de la matriz bajo tensión transversal y cortadura.
- Aplastamiento de la matriz bajo compresión transversal y cortadura.

En este modelo la respuesta del material se asume elástica lineal hasta la iniciación del daño, con la matriz de rigidez de un material ortótropo en tensión plana. La iniciación del daño hace referencia al punto de comienzo de la degradación del material. Concretamente, el criterio de iniciación de fallo de Hashin considera cuatro tipos de mecanismos diferentes:

La tracción de la fibra ($\sigma_{11} \geq 0$) según la ecuación (2-9).

$$F_f^t = \left(\frac{\sigma_{11}}{X^T}\right)^2 + \alpha \cdot \left(\frac{\tau_{12}}{S^L}\right)^2 \quad (2-9)$$

La compresión de la fibra ($\sigma_{11} < 0$) según la ecuación (2-10).

$$F_f^c = \left(\frac{\sigma_{11}}{X^C}\right)^2 \quad (2-10)$$

La tracción de la matriz ($\sigma_{22} \geq 0$) según la ecuación (2-11).

$$F_m^t = \left(\frac{\sigma_{22}}{Y^T}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S^L}\right)^2 \quad (2-11)$$

Y la compresión de la matriz ($\sigma_{22} < 0$) según la ecuación (2-12).

$$F_m^c = \left(\frac{\sigma_{22}}{2S^T}\right)^2 + \left[\left(\frac{Y^C}{2S^T}\right)^2 - 1\right] \cdot \frac{\sigma_{22}}{Y^T} + \left(\frac{\tau_{12}}{S^L}\right)^2 \quad (2-12)$$

Donde X^T representa la resistencia longitudinal a tracción, X^C la resistencia longitudinal a compresión, Y^T la resistencia transversal a tracción, Y^C la resistencia transversal a compresión, S^L la resistencia longitudinal a cortadura, y S^T la resistencia transversal a

cortadura. α es el coeficiente que determina la contribución de la resistencia a cortadura al criterio de iniciación de daño por tracción de la fibra, que es 0 en el modelo propuesto por Hashin y Rotem (1973) y $\alpha=1$ propuesto por Hashin (1980). σ_{11} , σ_{22} y ζ_{12} son los componentes de tensor efectivo de tensiones.

A partir de la iniciación del daño la respuesta del material se calcula mediante la ecuación (2-13).

$$\sigma = C_d \cdot \varepsilon \quad (2-13)$$

donde ε es la deformación y C_d es la matriz de rigidez, que refleja cualquier daño y tiene la forma de la ecuación (2-14).

$$C_d = \frac{1}{D} \cdot \begin{bmatrix} (1-d_f)E_{11} & (1-d_f)(1-d_m)v_{21}E_{11} & 0 \\ (1-d_f)(1-d_m)v_{12}E_{22} & (1-d_m)E_{22} & 0 \\ 0 & 0 & (1-d_s)G_{12}D \end{bmatrix} \quad (2-14)$$

Donde D viene dado por la ecuación (2-15):

$$D = 1 - (1-d_f)(1-d_m)v_{12}v_{21} \quad (2-15)$$

d_f refleja el actual estado del daño de la fibra, d_m refleja el estado del daño de la matriz, d_s refleja el estado actual del daño a cortadura. E_{11} es el módulo de Young en la dirección de la fibra, E_{22} en la dirección perpendicular, G_{12} es el módulo a cortadura, y v_{12} y v_{21} son los módulos de Poisson.

La Figura 2-21 representa la tensión equivalente frente al desplazamiento equivalente. La pendiente positiva de la curva tensión-desplazamiento antes de la iniciación del daño corresponde al comportamiento elástico lineal. La pendiente negativa después del daño representa la degradación de las propiedades del material.

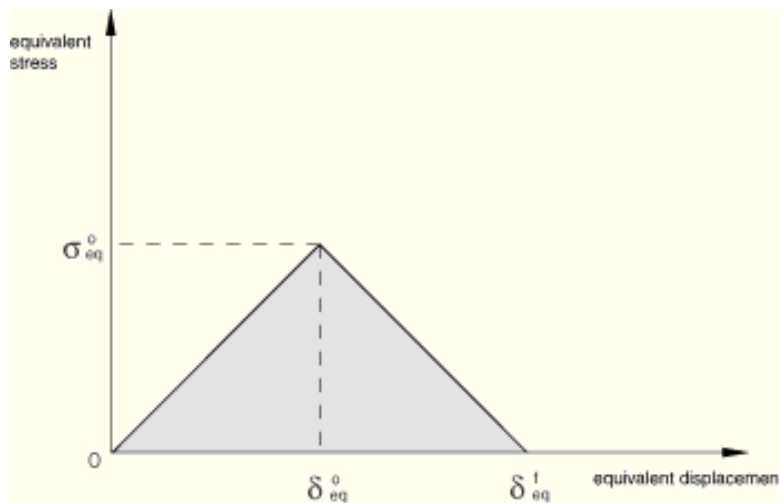


Figura 2-21: Tensión equivalente frente desplazamiento equivalente (Abaqus Analysis User's Guide, 2014)

El desplazamiento (δ) y tensión (σ) equivalente para cada uno de los cuatro modos de fallo se presenta a continuación:

Para la tracción de la fibra ($\sigma_{11} \geq 0$) se tienen las ecuaciones (2-16) y (2-17).

$$\delta_f^t = L_c \cdot \sqrt{\langle \varepsilon_{11} \rangle^2 + \alpha \cdot \varepsilon_{12}^2} \quad (2-16)$$

$$\sigma_f^t = \frac{\langle \sigma_{11} \rangle \langle \varepsilon_{11} \rangle + \alpha \cdot \tau_{12} \varepsilon_{12}}{\delta_f^t / L_c} \quad (2-17)$$

Para la compresión de la fibra ($\sigma_{11} < 0$) las ecuaciones (2-18) y (2-19).

$$\delta_f^c = L_c \cdot \langle -\varepsilon_{11} \rangle \quad (2-18)$$

$$\sigma_f^c = \frac{\langle -\sigma_{11} \rangle \langle -\varepsilon_{11} \rangle}{\delta_f^c / L_c} \quad (2-19)$$

Para la tracción de la matriz ($\sigma_{22} \geq 0$) las ecuaciones (2-20) y (2-21).

$$\delta_m^t = L_c \cdot \sqrt{\langle \varepsilon_{22} \rangle^2 + \alpha \cdot \varepsilon_{12}^2} \quad (2-20)$$

$$\sigma_m^t = \frac{\langle \sigma_{22} \rangle \langle \varepsilon_{22} \rangle + \tau_{12} \varepsilon_{12}}{\delta_m^t / L_c} \quad (2-21)$$

Finalmente, para la compresión de la matriz ($\sigma_{22} < 0$) las ecuaciones (2-22) y (2-23).

$$\delta_m^c = L_c \cdot \sqrt{\langle -\varepsilon_{22} \rangle^2 + \varepsilon_{12}^2} \quad (2-22)$$

$$\sigma_m^c = \frac{\langle -\sigma_{22} \rangle \langle -\varepsilon_{22} \rangle + \tau_{12} \varepsilon_{12}}{L_c} \quad (2-23)$$

En estas ecuaciones L_c es la longitud característica basada en la geometría del elemento y en su formulación, y el operador $\langle \rangle$ viene definido por la ecuación (2-24).

$$\langle \alpha \rangle = \frac{(\alpha + |\alpha|)}{2} \quad (2-24)$$

Después de la iniciación del daño, la variable de daño para un modo particular viene dado por la ecuación (2-25).

$$d = \frac{\delta^f \cdot (\delta - \delta^0)}{\delta \cdot (\delta^f - \delta^0)} \quad (2-25)$$

donde δ^0 es el desplazamiento inicial equivalente para ese modo y δ^f es el desplazamiento para el cual el material está completamente dañado para ese modo de fallo.

La degradación de las propiedades del material se modeliza decreciendo el nivel de las mismas hasta llegar a rigidez nula. La reducción de los coeficientes de rigidez se controla por variables de daño con valores entre cero (sin daño) y uno (daño total). La ley de evolución de daño variable posterior a la iniciación del daño se basa en la energía disipada en la fractura durante el proceso de daño.

Esta energía representa el área bajo la curva tensión-desplazamiento. El desplazamiento se obtiene como la deformación en el elemento multiplicada por la longitud característica del elemento. Existen diferentes valores de la energía para cada modo de fallo, cuatro componentes asociados a la resistencia a fractura del material asociados con fallo a compresión y tracción y longitudinal y transversal. Estos valores no se pueden medir experimentalmente con facilidad (Talreja, 1994), aunque existen algunos intentos en la literatura (Maimí et al., 2007a; Maimí et al., 2007b; Martin et al., 1999). Por ejemplo, Pinho et al. (2006) propusieron un procedimiento experimental para obtener la tenacidad de fractura a tracción y a compresión. Se mide la energía de iniciación y de propagación para el fallo de la fibra por tracción, y sólo el fallo de iniciación por compresión de la fibra.

Finalmente, se pasa a definir la degradación máxima y elección de la eliminación del elemento. Existen diversas formas de tratar los elementos con daño severo. El límite superior predeterminado de todas las variables de daño en un punto material es $d_{\max} = 1$, aunque este límite se puede reducir.

Por defecto, en Abaqus/Standard, un elemento es eliminado una vez que las variables de daño de todos los modos de fallo de todos los puntos materiales alcanzan d_{\max} . En cambio, en Abaqus/Explicit se supone que un punto material falla cuando cualquiera de las variables de daño asociadas a modos de fallo de la fibra (tracción o compresión) alcanza d_{\max} y el elemento es eliminado de la malla cuando esta condición se satisface en todos los puntos a lo largo del espesor del elemento. Alternativamente, se puede especificar que un elemento se mantenga en el modelo incluso después de que las variables de daño alcancen d_{\max} . En este caso, una vez que todas las variables de daño alcancen el máximo valor, la rigidez C_d permanece constante.

2.4.4. Modelización del daño interlaminar

Como se ha comentado con anterioridad, la delaminación es uno de los daños más comunes de los materiales compuestos que puede aparecer en cualquier momento de la vida de una estructura, y puede suponer un importante decremento de la integridad

estructural del elemento y, con ello, producir su colapso. Los modelos interlaminares, sirven para simular las delaminaciones que se producen entre distintas láminas del laminado.

Los métodos para modelar la evolución de la delaminación en materiales compuestos se pueden dividir en dos grupos, según estén basados en:

- a) La mecánica de fractura clásica.
- b) La mecánica del daño, ablandamiento plástico o una combinación de ambas metodologías.

a) Mecánica de fractura clásica

Cuando se presenta una fisura inicial cuya posición sea conocida, y las no linealidades del material puedan ser despreciadas, la mecánica de fractura lineal elástica (LEFM o “Linear Elastic Fracture Mechanics”) permite soportar métodos que pueden dar lugar a buenas predicciones del crecimiento de grieta. Algunas de las técnicas más empleadas basadas en la LEFM, que publicó Griffith (1920) y, posteriormente, matizó Irwin (1957), son el cierre virtual de grieta (VCCT o “Virtual Crack Closure Technique”) (Krueger, 2004; Zou et al., 2001), la integral-J (Rice, 1968) o la extensión virtual de grieta (Hellen, 1975).

Las cargas aplicadas a un componente de material compuesto, se descomponen en tensiones interlaminares de tracción y cortadura, que generan delaminaciones de modo I, II y/o III.

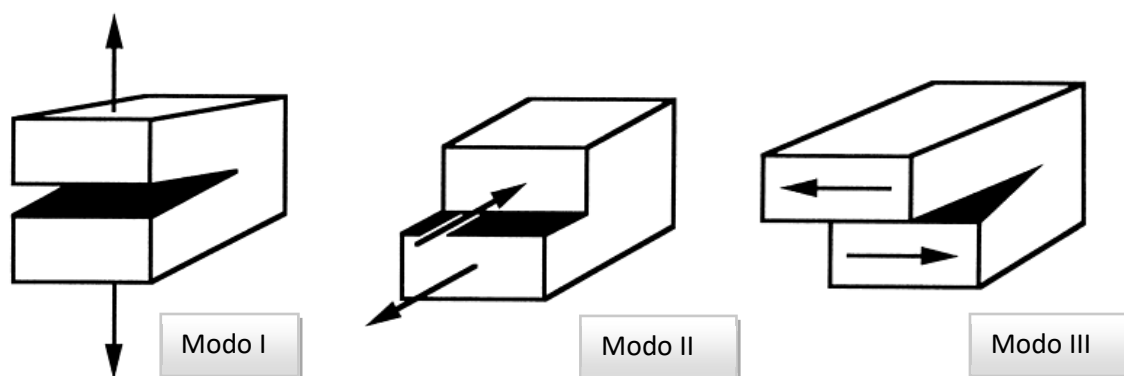


Figura 2-22: 3 modos básicos de fractura (ASM Handbook Volume 21, 2001)

La Figura 2-22 representa estos tres modos típicos de fractura. El modo I o modo de apertura, corresponde al modo de separación de las caras del fallo bajo la acción de tracciones interlaminares. El modo II, modo de deslizamiento o modo de cortadura en el plano, está asociado al desplazamiento del fallo bajo la acción de tensiones de corte perpendiculares al frente de grieta. Y, finalmente, el modo III, modo de cizalladura o cortadura fuera del plano de la fisura, está producido por desplazamiento y desgarre de los labios de la fisura en una dirección paralela a frente de grieta.

El ensayo utilizado para analizar el comportamiento en modo I es el DBC (“Double Cantilever Beam”), bajo la norma ASTM D 5528 (2013); para el modo II se recurre al ensayo ENF (“End-Notched Flexure”), estandarizado en la ASTM D 7905 (2014); y para

el modo mixto se necesita efectuar el ensayo MMB ("Mixed-Mode Bending"), mediante la norma ASTM D 6671 (2013).

La utilización de la mecánica de fractura se ha convertido en una práctica común a lo largo de las últimas décadas. Para caracterizar la evolución de estas delaminaciones se hace necesario calcular la tasa de liberación de energía de deformación asociada a cada uno de los diferentes modos comentados. La LEFM establece que, una vez que la delaminación se ha producido, su progresión sucede cuando la tasa de liberación de energía es mayor que un valor crítico, que es un parámetro mecánico de la interfase.

En problemas bidimensionales, la utilización de estos métodos basados en LEFM es directa, ya que el avance de la grieta se produce en una única dirección. En cambio, cuando se tratan problemas tridimensionales, los esfuerzos computacionales son mucho mayores. Además, esta técnica no se puede utilizar para la predicción del inicio de la delaminación, por lo que se restringe a problemas donde se conoce la posición inicial de la grieta. Estos problemas se pueden evitar con la utilización de métodos en los que el comportamiento de la interfase se modela, con una participación indirecta de la mecánica de fractura, mediante la mecánica del daño y/o el ablandamiento plástico, como se verá a continuación.

b) Mecánica del daño

Las técnicas que aproximan el problema del estudio del comportamiento de la interfase mediante la mecánica del daño o el ablandamiento plástico, se combinan indirectamente con la mecánica de fractura, y se integran en el cálculo numérico por medio de modelos de zona cohesiva (CZM o "Cohesive Zone Model") (Marzi et al., 2014; Mi et al., 1998; Needleman, 1987; Tvergaard y Hutchinson, 1992; Wang, 2010;). En ocasiones, el CZM ha sido utilizado por algunos autores con diferente denominación, como por ejemplo modelos de zona de daño (DZM "Damage Zone Model") (Aronsson, 1993).

Los modelos de zona cohesiva surgen en los años 60 por las aportaciones de Dugdale (1960) y Barenblatt (1962) y, posteriormente, son modificados por Hillerborg et al. (1976) para el análisis de fractura en hormigón. Los procedimientos de modelizado mediante la mecánica del daño y/o ablandamiento plástico se recogen en el concepto de los modelos de zona cohesiva (Alfano, 2006; Elices et al., 2002; Harper y Hallett, 2008; Hu et al., 2008; Yang y Cox, 2005; Zou et al., 2003). Este método es actualmente una de las herramientas más utilizadas para la simulación del fallo de la interfase y, concretamente, la progresión de la delaminación en el material compuesto (La Saponara et al., 2002; Liu et al., 2015; Turon et al., 2005; Turon et al., 2007).

Los fenómenos de fallo microestructural, como el micro-agrietamiento, crecimiento de huecos o fenómenos de coalescencia (Gordnian et al., 2008), tienen lugar en una pequeña zona que se encuentra justo delante de la punta de grieta (ver Figura 2-23). El CZM considera que el daño cohesivo se desarrolla en esta zona y relaciona los mecanismos de fallo microestructural con las deformaciones globales que gobiernan el comportamiento del medio continuo. Un CZM queda caracterizado por las propiedades

del material de las láminas contiguas, la condición de inicio de fallo y la función de progresión del daño. El proceso de fallo en el CZM está gobernado por dos parámetros, la energía de fractura (G_c) y la resistencia de la interfase. Esta técnica relaciona las tensiones con los saltos de desplazamiento en la zona donde un fallo de interfase puede ocurrir, y el fallo sucede cuando la tensión de la zona cohesiva alcanza el valor de la resistencia de interfase. Cuando el área bajo la curva tensión - salto de desplazamiento es igual a la energía de fractura interlaminar, la tensión se hace cero formándose una nueva superficie de grieta.

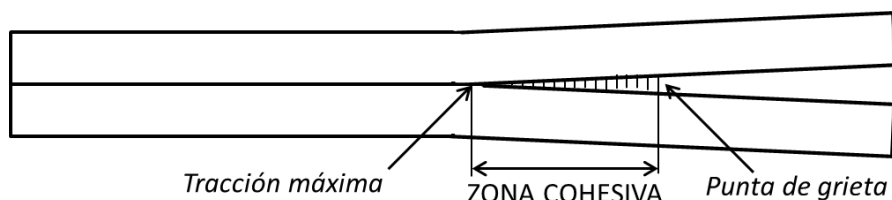


Figura 2-23: Frente de grieta y zona de daño cohesivo

Una vez que el inicio del daño se ha producido, para gobernar la relación de la tracción frente al salto de desplazamiento, y calcular con precisión la energía disipada en el proceso de evolución del daño, existen diferentes leyes cohesivas. Por ejemplo Xu y Needleman (1994) utilizaron una ley exponencial, Tvergaard y Hutchinson (1992) apostaron por una aproximación trapezoidal, Cui y Wisnom (1993) propusieron una ley plástica perfecta, mientras que Camacho y Ortiz (1996), posteriormente Mi et al. (1998) se basaron en una ley constitutiva bilineal y otros autores como Vandellos et al. (2013) emplean un modelo trilineal, que inicialmente presenta una rápida degradación de propiedades, para posteriormente suavizarse hasta alcanzar el desplazamiento admisible máximo. Estas leyes cohesivas gobiernan la degradación de rigidez del material hasta alcanzar el desplazamiento máximo a partir del cual se inicia la delaminación.

Comparación de la VCCT frente a los CZM

A continuación, se comparan las fortalezas y debilidades de ambas metodologías:

- La VCCT sólo predice la propagación de delaminaciones ya existentes mientras que los métodos con elementos cohesivos predicen tanto el inicio de la delaminación como su propagación.
- En la VCCT la superficie de grieta está unida rígidamente antes de la delaminación; mientras que en el caso de los CZM, están unidas elásticamente.
- En la VCCT la grieta se propaga cuando la tasa de liberación de energía supera la tenacidad de fractura. Mientras, en los CZM, la grieta se propaga de acuerdo con el modelo cohesivo de daño utilizado, que se calibra de manera que, cuando la grieta está completamente abierta, la energía liberada sea igual a la tasa de liberación de energía de deformación.

- La VCCT asume un comportamiento lineal elástico pero el CZM es compatible con cualquier otro tipo de no linealidad que pueda coexistir en el modelo.
- Los elementos cohesivos requieren definir su conectividad con el resto del modelo. Además, para conseguir resultados precisos es necesario que el mallado de los elementos cohesivos sea especialmente refinado, por lo que puede disparar el coste computacional. La VCCT no requiere el uso de elementos adicionales, pues utiliza un entorno basado en superficies.
- La VCCT requiere la imposición de condiciones de no penetración para las superficies que se han delaminado, mientras que en la aproximación de CZM no es necesario.

En el presente trabajo los modelos utilizados se basan en estrategias de CZM por lo que, a continuación, se explica este tipo de modelización mayor detalle.

Modelo de zona cohesiva

En la última época, los modelos CZM han sido implementados con éxito en los códigos de elementos finitos (FEM) para la simulación de problemas como la delaminación (La Saponara et al., 2002; Liu et al., 2015; Turon et al., 2005; Turon et al., 2007). Para obtener buenos resultados en este tipo de simulaciones, es necesaria una adecuada discretización y selección de parámetros del modelo, que permita representar el ablandamiento del material con precisión en los resultados y evitando problemas de convergencia numérica asociados a este tipo de modelos.

Se considera la interface como un material independiente definido mediante su propia ley constitutiva. Los elementos cohesivos son utilizados para modelar la interfase entre las láminas que componen el laminado y consisten en elementos planos o volumétricos, de espesor próximo a cero, en los cuales, las funciones de forma para sus caras superior e inferior, son compatibles con la cinemática de los elementos continuos a los que se encuentran conectados.

Existen diferentes leyes constitutivas para la curva tracción separación de los elementos cohesivos. Por ejemplo, Camacho y Ortiz (1996) utilizan una ley constitutiva bilineal, Xu y Needleman (1994) una ley exponencial, o Cui y Wisnom (1993) una ley plástica perfecta.

Alfano (2006) establece que la ley bilineal es la que mejor correla con el comportamiento teniendo en cuenta el compromiso existente entre la precisión de los resultados y el coste computacional. La ley bilineal se esquematiza en la Figura 2-24 y viene determinada por las siguientes características (Alfano y Crisfield, 2001; Camanho et al., 2003; Harper y Hallett, 2008; Pinho et al., 2006).

- Una zona elástica con una rigidez de la interfase (K) elevada, hasta que se alcanza la resistencia máxima de la interfase (t^0);

- una región posterior de ablandamiento, hasta que la tensión anula;
- y un área bajo la curva bilineal que es igual a la energía de fractura interlaminar (G_c).

El daño se inicia cuando la tensión del elemento cohesivo alcanza la resistencia de la interfase, y cuando el área bajo la curva es igual a la energía de fractura, el elemento cohesivo falla y la delaminación se propaga.

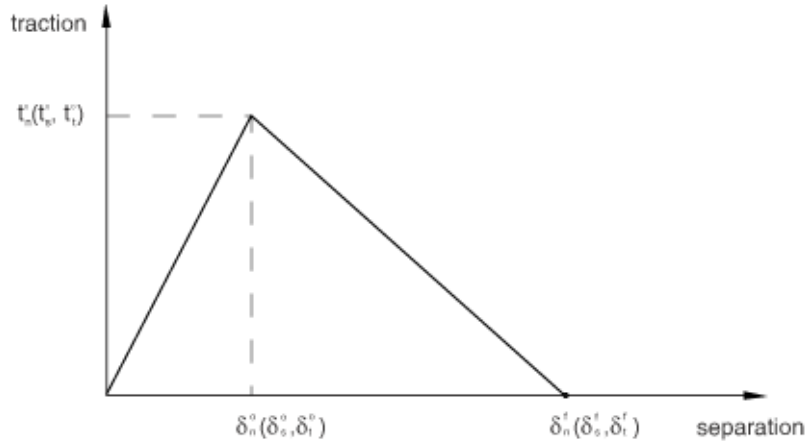


Figura 2-24: Respuesta tracción-separación típica: ecuación constitutiva bilineal, es decir, con degradación lineal (Abaqus Analysis User's Guide, 2014)

La relación entre las tensiones y separaciones del modelo bilineal, como se explica en "Abaqus Analysis User's Guide" (2014), viene dada por las ecuaciones (2-26).

$$\begin{aligned} t &= K \cdot \delta \text{ para } \delta \leq \delta^0 \\ t &= \frac{\delta^f - \delta}{\delta^f - \delta^0} \cdot t^0 \text{ para } \delta^0 \leq \delta \leq \delta^f \\ t &= 0 \text{ para } \delta \geq \delta^f \end{aligned} \quad (2-26)$$

En donde δ^0 y δ^f , viendo la Figura 2-26, vienen dados por las ecuaciones (2-27) y (2-28).

$$\delta^0 = \frac{t^0}{K} \quad (2-27)$$

$$\delta^f = \frac{2 \cdot G_c}{t^0} \quad (2-28)$$

Iniciación del daño

Para los materiales compuestos unidireccionales resulta apropiado un modelo de tracción-separación que asume inicialmente un comportamiento elástico lineal para modelar la respuesta elástica del material. Este comportamiento elástico se puede describir mediante una matriz que relaciona las tensiones con las deformaciones en toda la interfase. En el caso tridimensional, el vector nominal de tensiones en la interfase está formado por tres componentes: la componente de la tracción normal (t_n) y otros dos que representan las tracciones de cortadura (t_s y t_t), como se verá en la ecuación (2-32).

Dichas tensiones nominales son cada una de las componentes de la fuerza divididos por el área original, mientras que las deformaciones nominales son las separaciones producidas (δ_n , δ_s y δ_t , según la dirección) divididas por el espesor original del elemento cohesivo (t_c), como se indica en las ecuaciones (2-29), (2-30) y (2-31).

$$\varepsilon_n = \frac{\delta_n}{t_c} \quad (2-29)$$

$$\varepsilon_s = \frac{\delta_s}{t_c} \quad (2-30)$$

$$\varepsilon_t = \frac{\delta_t}{t_c} \quad (2-31)$$

Por lo tanto, la matriz que describe el comportamiento elástico del elemento se presenta en la ecuación (2-32).

$$T = \begin{Bmatrix} T_n \\ T_s \\ T_t \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} K_{nn} & K_{ns} & K_{nt} \\ K_{ns} & K_{ss} & K_{st} \\ K_{nt} & K_{st} & K_{tt} \end{bmatrix} \cdot \begin{Bmatrix} \varepsilon_n \\ \varepsilon_s \\ \varepsilon_t \end{Bmatrix} \quad (2-32)$$

Esta respuesta inicial del modelo cohesivo se asume lineal hasta que se cumple el criterio de daño concreto considerado. Algunos de los criterios existentes son: el criterio de tensión máxima, presentado en la ecuación (2-33); el criterio de deformación máxima, ecuación (2-34); el criterio cuadrático de tensiones, ecuación (2-35); o el criterio de deformaciones cuadrático, ecuación (2-36).

$$\max \left\{ \frac{\langle t_n \rangle}{t_n^0}, \frac{t_s}{t_s^0}, \frac{t_t}{t_t^0} \right\} = 1 \quad (2-33)$$

$$\max \left\{ \frac{\langle \varepsilon_n \rangle}{\varepsilon_n^0}, \frac{\varepsilon_s}{\varepsilon_s^0}, \frac{\varepsilon_t}{\varepsilon_t^0} \right\} = 1 \quad (2-34)$$

$$\left(\frac{\langle t_n \rangle}{t_n^0} \right)^2 + \left(\frac{t_s}{t_s^0} \right)^2 + \left(\frac{t_t}{t_t^0} \right)^2 = 1 \quad (2-35)$$

$$\left(\frac{\langle \varepsilon_n \rangle}{\varepsilon_n^0} \right)^2 + \left(\frac{\varepsilon_s}{\varepsilon_s^0} \right)^2 + \left(\frac{\varepsilon_t}{\varepsilon_t^0} \right)^2 = 1 \quad (2-36)$$

Donde t_n^0 , t_s^0 y t_t^0 son los valores de resistencia de la interfase máximos cuando la deformación es normal a la interfase, o en la dirección de cortadura que genera el deslizamiento, o en la que genera desgarro, respectivamente. De la misma forma, ε_n^0 , ε_s^0 y ε_t^0 son las deformaciones máximas en cada modo. Los corchetes de Macaulay ($\langle \rangle$) indican que bajo tensiones de compresión puras el daño no se inicia.

Evolución del daño

La evolución de daño determina cómo se degrada la rigidez de la interfase a partir del momento en el que se alcanza el criterio de iniciación del daño. Una variable escalar D , representa el daño global que presenta el material y engloba los efectos combinados de todos los mecanismos activos. Inicialmente, cuando la interfase está intacta, tiene un valor nulo; mientras que cuando la interfase está completamente dañada, evoluciona linealmente hasta 1, siguiendo la ley cohesiva de la Figura 2-24. Las diferentes componentes de la tensión se ven afectadas por el daño, y son calculadas según las fórmulas (2-37), donde \bar{t}_n , \bar{t}_s y \bar{t}_t son los componentes de las tensiones calculadas si no se hubiera producido el daño.

$$\begin{aligned} t_n &= \begin{cases} (1-D) \cdot \bar{t}_n & \bar{t}_n \geq 0 \\ \bar{t}_n & \bar{t}_n \leq 0 \end{cases} \\ t_s &= (1-D) \cdot \bar{t}_s \\ t_t &= (1-D) \cdot \bar{t}_t \end{aligned} \quad \text{con } t_{shear} = t_s + t_t \quad (2-37)$$

Con el fin de describir la evolución del daño bajo una combinación de deformaciones normales y de cortadura de la interfase, resulta útil introducir un desplazamiento efectivo, definido por la ecuación (2-38), como propusieron Camanho et al. (2003).

$$\delta_m = \sqrt{\langle \delta_n \rangle^2 + \delta_s^2 + \delta_t^2} \quad (2-38)$$

Concretamente, en el caso de una ley de ablandamiento lineal como la representada en la Figura 2-24, la variable de evolución de daño D , se define como una relación entre los diferentes saltos de desplazamiento, como indica la ecuación (2-39).

$$\left| \begin{aligned} D &= 0 \text{ si } \delta_m^{max} < \delta_m^0 \\ D &= \frac{\delta_m^f \cdot (\delta_m^{max} - \delta_m^0)}{\delta_m^{max} \cdot (\delta_m^f - \delta_m^0)} \text{ si } \delta_m^0 < \delta_m^{max} < \delta_m^f \\ D &= 1 \text{ si } \delta_m^f < \delta_m^{max} \end{aligned} \right. \quad (2-39)$$

Donde δ_m^f viene definido por la ecuación (2-40), siendo t_{eff}^0 la tracción efectiva en el inicio del daño y δ_m^{max} el máximo valor de desplazamiento alcanzado durante el proceso completo de carga del material.

$$\delta_m^f = \frac{2 \cdot G_c}{t_{eff}^0} \quad (2-40)$$

Simultáneamente, para predecir la evolución del daño, ante modos mixtos de carga, se debe fijar un criterio de interacción entre las componentes de las energías de fractura para cada uno de los modos, en función de las proporciones entre la deformación normal y de cortadura. Para predecir la evolución de la delaminación cuando existen cargas en modo mixto, los criterios de leyes potenciales, como el propuesto por Wu y Reuter (1965), que establece la interacción de la ecuación (2-41), son más extendidos.

$$\left(\frac{G_I}{G_{IC}}\right)^\alpha + \left(\frac{G_{II}}{G_{IIC}}\right)^\alpha + \left(\frac{G_{III}}{G_{IIIC}}\right)^\alpha = 1 \quad (2-41)$$

Sin embargo, se ha demostrado que los criterios basados en leyes potenciales no son precisos para predecir la evolución de la delaminación ante modos mixtos de fractura, tomando valores de $\alpha=1$ o $\alpha=2$, que son los habituales en laminados de material compuesto (Camacho y Ortiz, 1996; Camanho et al., 2003).

Con el propósito de mejorar la exactitud de las predicciones en la progresión del daño en materiales compuestos de matriz epoxídica, Benzeggagh y Kenane (1996) propusieron un criterio (criterio B-K) que define la energía de fractura G_c como una función entre las energías de fractura del modo I y el modo II, como se muestra en la ecuación (2-42), donde η es un parámetro del material obtenido habitualmente de ensayos MMB con diferentes ratios de G_{II}/G_T .

$$G_{IC} + (G_{IIC} - G_{IC}) \cdot \left(\frac{G_{II}}{G_T}\right)^\eta = G_c \text{ con } G_T = G_I + G_{II} \quad (2-42)$$

Cuando también existan cargas que induzcan fallo en modo III, el criterio se complica y se convierte en el de la ecuación (2-43).

$$G_{IC} + (G_{IIC} - G_{IC}) \cdot \left(\frac{G_{shear}}{G_T}\right)^\eta = G_c \text{ con } G_T = G_I + G_{shear} \text{ y } G_{shear} = G_{II} + G_{III} \quad (2-43)$$

La Figura 2-25 representa el modelo constitutivo bilineal para el modo mixto, donde se observa cómo evoluciona la energía de fractura para modos mixtos entre el modo I y los modos II y III.

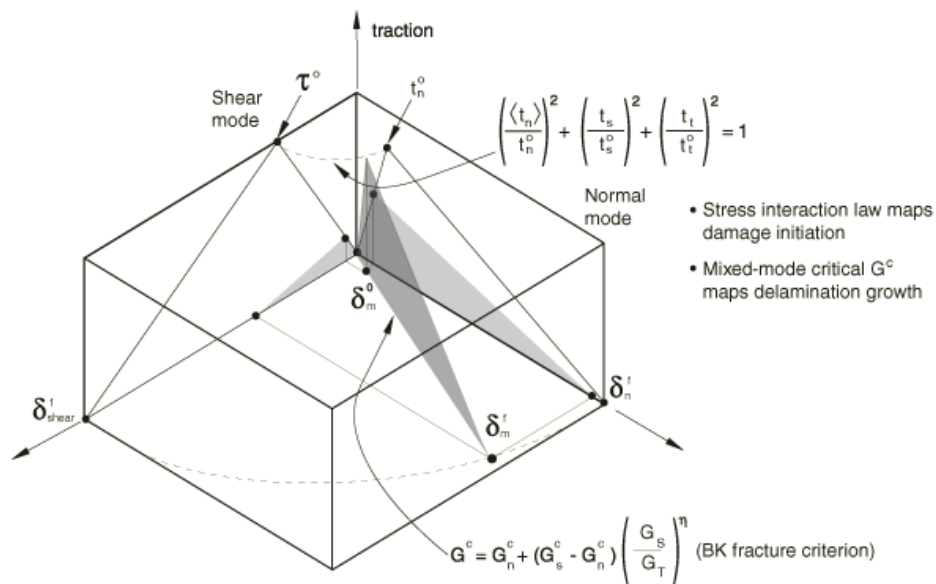


Figura 2-25: Respuesta para el modo mixto de los elementos cohesivos (Abaqus Analysis User's Guide, 2014)

Capítulo 3

COMPORTAMIENTO FRENTE A IMPACTO DE LAMINADOS

Para comprender el comportamiento residual de una estructura tras un impacto de baja velocidad, el primer punto a abordar es el propio impacto; por ello, en este capítulo, se presenta un estudio del comportamiento frente a impacto de probetas de material compuesto de distintos espesores. En primer lugar, se detallan los ensayos realizados, la fabricación de las probetas, y se explica el procedimiento experimental utilizado. A continuación, se realiza un análisis del comportamiento frente a impacto. Concretamente, se analiza la influencia del espesor sobre varios parámetros, como la energía absorbida o el área dañada, para varias energías de impacto. Finalmente, se define lo considerado como daño apenas visible y, por medio de otros ensayos de impacto, se determina la energía para producir dicho daño para cada uno de los tres espesores analizados.



3.1. Procedimiento experimental

3.1.1. Material y probetas de ensayo

Para realizar los ensayos de impacto se utilizaron probetas de fibra de carbono con resina epoxi, concretamente AS4/8552 unidireccional. Se partió de cinta preimpregnada unidireccional de 300 mm de ancho y 0,184 mm de espesor que, una vez consolidada, procuraba una fracción de volumen de fibra del 59%. Se decidió realizar todos los ensayos de la presente tesis doctoral con AS4/8552 por cuestiones de practicidad, ya que es un material bastante común en la industria por lo que resulta más fácil de conseguir y existe mayor información en la literatura científica acerca de sus propiedades.

Los laminados ensayados consistieron en un apilado cuasi-isótropo cuya secuencia de apilamiento general fue: [(45, 0, -45, 90) n]S. Se estudiaron configuraciones con tres espesores nominales distintos:

- 1,472 mm ($n = 1$)
- 2,944 mm ($n = 2$)
- 4,416 mm ($n = 3$)

Es decir, formados por 8, 16 y 24 capas de AS4/8552, respectivamente.

Los ensayos de impacto realizados se pueden dividir en dos grupos principales:

- Impactos realizados para el análisis del comportamiento a impacto de laminados de material compuesto de distintos espesores.
- Impactos realizados para la determinación de la energía de daño apenas visible.

Se ensayaron a impacto un total de 80 probetas. En primer lugar, en relación a los ensayos realizados para el estudio de comportamiento a impacto, se utilizaron probetas de los tres espesores anteriormente comentados: 21 de 1,472 mm, 24 de 2,944 mm y 15 de 4,416 mm. Después, con el fin de determinar de la energía de daño apenas visible, se ensayaron 20 probetas, 8 de 1,472 mm, 6 de 2,944 mm y 6 de 4,416 mm.

Para la preparación de estas probetas se fabricaron tres paneles de 1500 mm x 800 mm con los tres espesores correspondientes. Las probetas fabricadas e impactadas se cortaron y rectificaron con unas dimensiones de 100 mm x 150 mm \pm 0,25 mm, tal y como queda especificado en la norma ASTM D 7136 (2015).

3.1.2. Fabricación de probetas

Los paneles de los que se extrajeron las probetas se fabricaron mediante encintado automático con máquina de ATL (“automatic tape laying”). Concretamente, la máquina de ATL utilizada fue una máquina de MTorres que permite encintar superficies planas o de pequeña curvatura. Los anchos de cinta que se pueden encintar están entre 75 mm y 300 mm. Para la realización de los paneles se utilizaron rollos de cinta preimpregnada

de 300 mm. La velocidad máxima de encintado de la máquina es de 60 m/min y el área máxima de trabajo es de 12,5 m x 4,5 m. En la Figura 3-1 se observa el encintado de uno de los paneles realizados.



Figura 3-1: Encintado mediante máquina de ATL

El encintado de cada panel se realizó con creces en el laminado. Éstas se eliminaron al final del programa de encintado cambiando de posición la cuchilla de corte. Una vez cortado el panel en fresco mediante el “corte panex”, se procedió a realizar la bolsa de vacío.

Para la realización de cada bolsa de vacío, en primer lugar, se limpió la mesa y se aplicó Frekote 700NC como desmoldeante líquido para que la pieza no quedara pegada al útil. Una vez curado el desmoldeador, se posicionó el panel sobre la placa de curado. Se colocaron unos retenedores de corcho alrededor del panel para evitar que la resina fluyera durante el proceso posterior de curado. Encima del panel, antes de poner la bolsa, se colocó una película impermeable de etileno-tetrafluoretileno WL-5200 y un tejido aireador. El esquema de una bolsa típica de vacío se muestra en la Figura 3-2.

Se colocaron 4 termopares por panel, 2 en útil y 2 en pieza, y 2 tomas de vacío por panel. Tras realizar la bolsa de vacío para cada uno de los paneles laminados, se comprobó que no perdían vacío mediante un vacuómetro, permitiendo un vacío mínimo de 700 mmHg al terminar la bolsa. Todo el proceso de encintado y de elaboración de la bolsa de vacío se realizaron en la sala limpia de FIDAMC con unas condiciones de humedad y temperatura controladas.

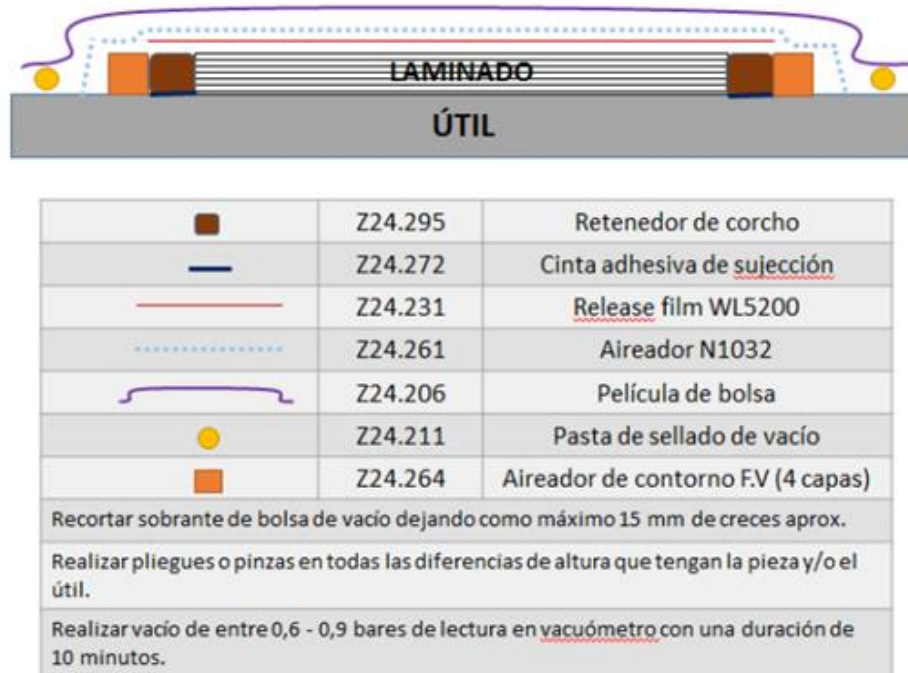


Figura 3-2: Esquema de la bolsa de vacío

Los paneles se curaron en un autoclave Olmar, de 2,5 m de longitud y 1,5 m de diámetro (Figura 3-3) con un ciclo de curado apropiado para el material preimpregnado correspondiente, como el mostrado en la Figura 3-4. Para la realización del ciclo se permitió un vacío de al menos 550 mmHg. Además, la temperatura de ciclo fue de 185 ± 5 °C con un tiempo de estabilización de 180 minutos. La presión debe ser aplicada cuando la temperatura esté próxima a la Tg del material (temperatura de transición vítrea), pero siempre antes de que la alcance para que la pieza no quede porosa. Esta presión mantenida fue de aproximadamente 690 KPa. Habitualmente, la duración total del ciclo entre el calentamiento, tiempo de estabilización y enfriamiento es de aproximadamente 8 horas.

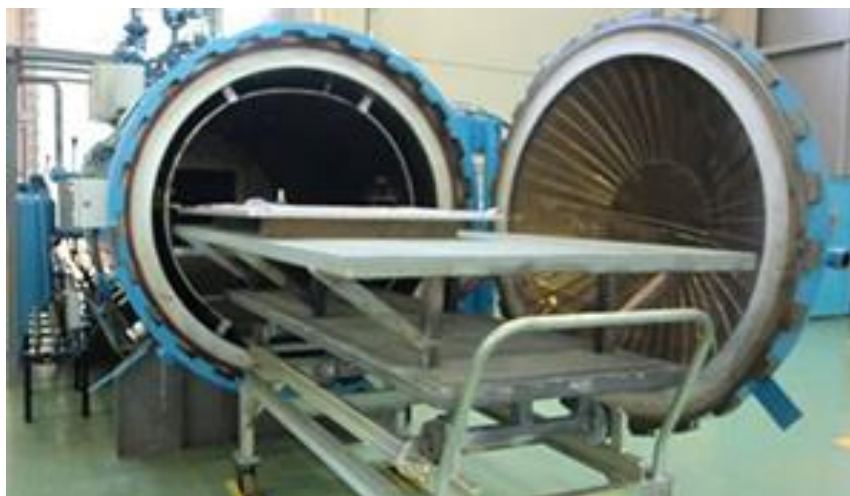


Figura 3-3: Autoclave para el curado de los paneles

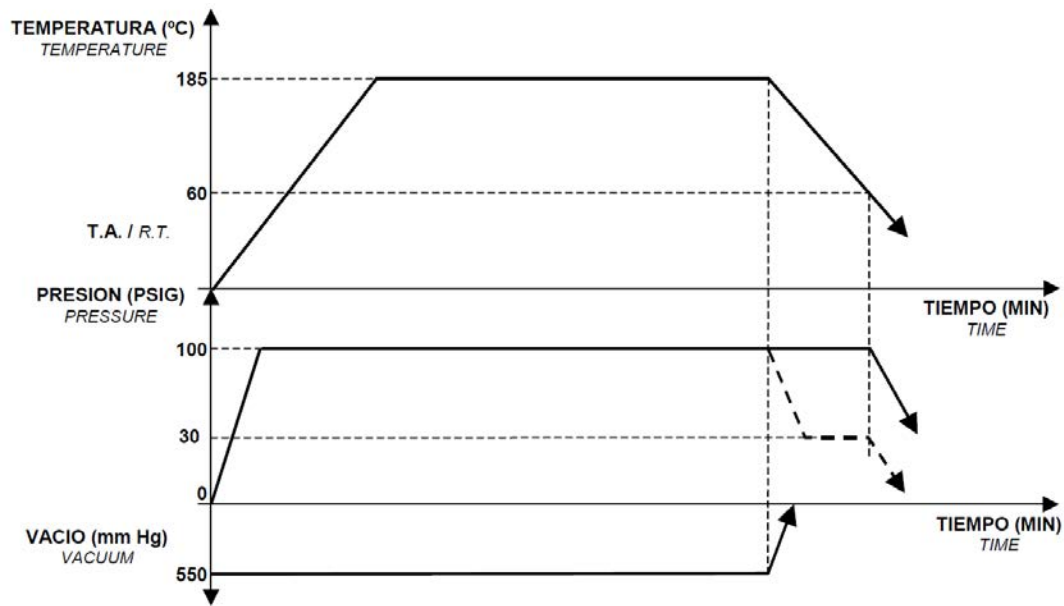


Figura 3-4: Ciclo de autoclave seguido en la fabricación de los paneles

Además de los paneles para la obtención de las probetas, se realizó simultáneamente otro panel con un laminado unidireccional para incluir en el ciclo probetas de control. Se realizaron los ensayos de dichas probetas para verificar que los valores de ILSS (resistencia a la cortadura interlaminar) y T_g (temperatura de transición vítrea) eran adecuados.

Los ensayos de ILSS se realizaron en la máquina universal Servosis de FIDAMC con una célula de carga de 50 KN a temperatura ambiente. Concretamente, se ensayaron a ILSS 7 probetas de 20 mm x 10 mm, según la norma EN 2563 (1997). La Figura 3-5 muestra el útil empleado para la realización de estos ensayos mecánicos, y la Tabla 3-1 resume los resultados obtenidos teniendo en cuenta la ecuación (3-1).

$$\sigma_{cortadura} = \frac{3 \cdot P}{4 \cdot b \cdot t} \quad (3-1)$$

Siendo $\sigma_{cortadura}$ la resistencia interlaminar aparente, en MPa; P la máxima fuerza en el momento del primer fallo, en N; b en ancho del espécimen, en mm; y t el espesor, también en mm.



Figura 3-5: Útil de rodillos para el ensayo de ILSS

<i>Nº Probeta</i>	<i>Espesor (mm)</i>	<i>Ancho (mm)</i>	<i>Fuerza máxima (N)</i>	<i>Resistencia aparente (MPa)</i>
1	2,06	10	3368	122,62
2	2,05	10	3490	127,68
3	2,07	9,97	3175	115,38
4	2,07	10,02	3332	120,48
5	2,06	9,99	3389	123,51
6	2,07	10,03	3254	117,55
7	2,11	10,03	3490	123,68
Promedio				121,56
Valor máximo				127,68
Valor mínimo				115,38
Desviación Estándar				3,82

Tabla 3-1: Resultados de los ensayos de cortadura interlaminar

Los requerimientos mínimos y promedios de los ensayos de ILSS, según la experiencia previa, son de 97 MPa y 102 MPa respectivamente. Por lo tanto, teniendo en cuenta los valores obtenidos presentados en la Tabla 3-1, se comprueba que los valores cumplen los requisitos.

Por otro lado, la temperatura de transición vítrea T_g , en esta ocasión, se obtuvo mediante el método de DSC (calorimetría diferencial de barrido), aunque en otros casos se utilizó el DMA (análisis mecánico diferencial). Se ensayaron 6 probetas con el aparato de DSC de FIDAMC, que se observa en la Figura 3-6, según la norma ISO 11357 Parte 2 (1999).



Figura 3-6: Calorímetro de barrido diferencial de la FIDAMC

El valor medio de T_g obtenido de estos ensayos es de 220°C . Se comprueba que dicho valor es superior al valor mínimo de T_g recogido en la especificación del material, $T_g > 200^{\circ}\text{C}$ (HexPly 8552).

Mediante los anteriores ensayos se confirmó que el panel cumplía con los requerimientos del material, es decir, que el ciclo se realizó adecuadamente y, por lo tanto, se comprobó la validez del curado de los paneles.

Posteriormente, para verificar la calidad de los paneles, se inspeccionaron con un procedimiento no destructivo mediante ultrasonidos. Concretamente, los paneles se revisaron mediante la técnica de pulso-eco. Para estructura primaria con un espesor menor de 5 mm se permite una atenuación de 6 dB para garantizar que no se sobrepasa el nivel máximo de porosidad permitida. Se comprobó que los paneles no tenían ningún defecto importante, ni de delaminaciones, ni de porosidad por encima de lo permitido según las especificaciones aeronáuticas (AITM 6-0011, 2016).

Finalmente, los paneles se cortaron para conseguir las probetas de 100 mm x 150 mm requeridas. Se realizó un análisis dimensional de las mismas antes de someterlas a los ensayos de impacto.

3.1.3. Metodología para los ensayos de impacto

Se realizaron ensayos de impacto de baja velocidad para producir daño en las probetas. Concretamente, las probetas fueron dañadas a través de un impacto por caída libre fuera del plano, de acuerdo al método de la norma ASTM D 7136 (2015). Los equipos impactadores utilizados permitían la caída de un peso desde diferentes alturas, siendo la altura de lanzamiento proporcional a la energía de impacto seleccionada.

Se colocó cada probeta sobre un útil plano utilizando unos soportes puntuales para evitar que la probeta se moviera, como se observa en la Figura 3-7. Se dejó una ventana

central libre de 75 mm \pm 0,2 mm x 125 mm \pm 0,2 mm como especifica la norma (ASTM D 7136, 2015). Las probetas se impactaron en su cara útil para facilitar la medida de la profundidad de huella debido a la baja rugosidad de esta superficie. Cada probeta recibió sólo un impacto y el rebote se previno mediante un aparato anti-rebote. Los impactos se realizaron en el área central de cada una de las probetas y en dirección normal a su superficie en todos los casos.

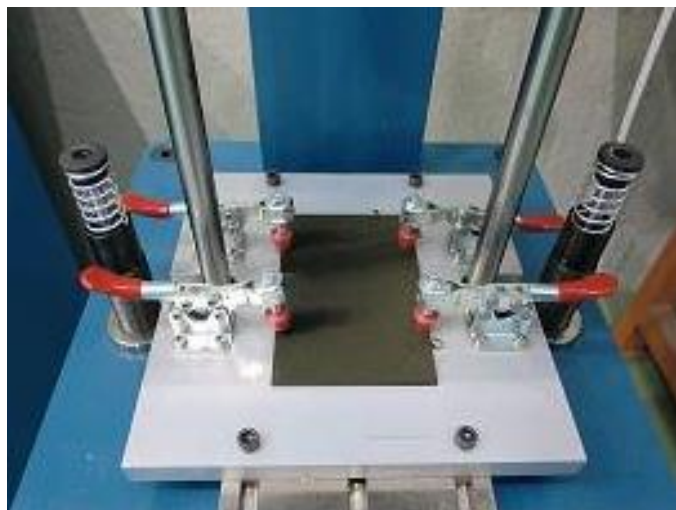


Figura 3-7: Soporte para las probetas del aparato impactador

Las condiciones en las que se llevaron a cabo todos los ensayos fueron RT/AR (“room temperature” / “as received”), por ser éstas las condiciones normalizadas.

3.1.4. Procedimiento para el análisis de resultados

La energía de impacto teórica por torre de caída viene determinada por la clásica ecuación en la que la energía potencial se transforma en energía cinética, ecuación (3-2); donde E es la energía, m es la masa, v la velocidad de impacto, g la constante de la gravedad de 9,8 m/s² y h la altura de lanzamiento.

$$E = \frac{1}{2}mv^2 = mgh \quad (3-2)$$

La energía de impacto real, generalmente es un poco menor a la nominal debido al rozamiento de la propia torre de caída.

Además de la energía de impacto real, de los ensayos de impacto se obtuvo la fuerza pico y la energía absorbida por la probeta. La fuerza pico se determinó a partir del registro fuerza-tiempo como la máxima fuerza de contacto.

En los casos en los que se buscó obtener la energía absorbida en el impacto (como en los ensayos realizados para el análisis del comportamiento del apartado 3.2), fue necesaria una torre de caída instrumentada, que permitiera registrar la velocidad de impacto y de rebote o la fuerza en función del desplazamiento.

La energía absorbida puede obtener mediante dos procedimientos:

- Por un lado, el impactador proporciona la fuerza de contacto en función del tiempo, con lo que conseguimos la energía absorbida a partir del área bajo la curva (ecuación (3-3)), donde F es la fuerza aplicada, m es la masa del impactador, P el peso de impactador, y v_0 la velocidad en el momento de iniciar el contacto del impactador con la probeta ($t=0$).

$$E(t) = \int_0^t F(\tau) \left[v_0 - \int_0^\tau \frac{F(\epsilon) - P}{m} d\epsilon \right] d\tau \quad (3-3)$$

- Por otro lado, se puede obtener mediante la diferencia de energías cinéticas antes y después del impacto (ecuación (3-4)), donde v_f es la velocidad de rebote del impactador; ya que mediante un haz láser se mide la velocidad del impactador.

$$E_{abs} = \frac{1}{2} m (v_0^2 - v_f^2) \quad (3-4)$$

Dado que ambas energías estimadas deben ser similares, concretamente, en este trabajo, la energía absorbida presentada proviene de la ecuación (3-3).

Una vez que las probetas fueron impactadas se realizó una evaluación del daño. En primer lugar, se midió la profundidad de huella, pues es determinante para la detectabilidad del daño. Después, se analizó el área delaminada, lo que es clave para la resistencia residual.

La profundidad del daño se midió al menos 30 minutos después del impacto para tener en cuenta la relajación. Cada uno de los valores se obtuvo midiendo la máxima profundidad desde la cara útil (cara lisa de la probeta) mediante un micrómetro de profundidad (ASTM D 7136, 2015), como se observa en la Figura 3-8. Además, se inspeccionó visualmente cada una de las probetas, por ambas caras, observando la visibilidad del daño y las roturas de las fibras.



Figura 3-8: Micrómetro de profundidad para medir la profundidad de huella con una tolerancia de 0,005 mm

Posteriormente, las probetas se inspeccionaron mediante ultrasonidos con la técnica de pulso-eco, obteniendo las dimensiones del daño y el área dañada proyectada. Para ello, se utilizó el aparato de inspección ultrasónica manual de la Figura 3-9.



Figura 3-9: Aparato de ultrasonidos manual

Para determinar las dimensiones del daño se midió la máxima longitud y el ancho una vez realizado el dibujo de la delaminación sobre la probeta mediante ultrasonidos. Para la determinación del área dañada, se utilizó papel vegetal, dibujando la forma del contorno de la delaminación gracias a su transparencia, como se observa en la Figura 3-10. Tras cortar el papel por el contorno dibujado y pesándolo con una báscula de precisión, finalmente, por medio de su densidad (90 g/m^2), se obtuvo el área delaminada.

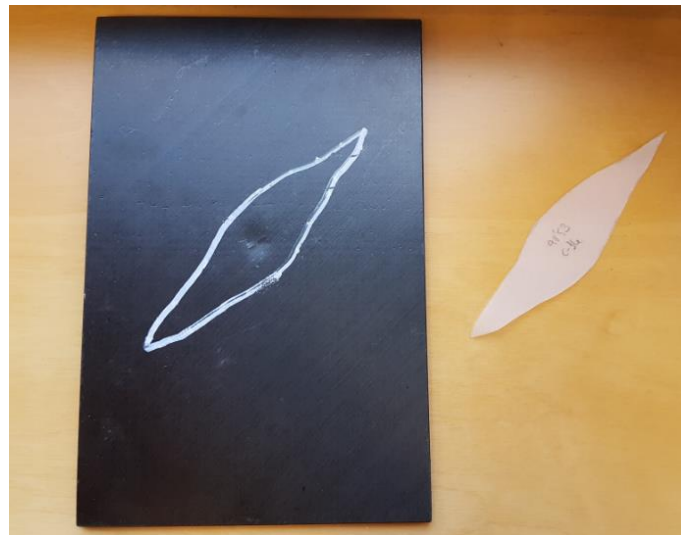


Figura 3-10: Evaluación del área delaminada proyectada

3.2. Análisis del comportamiento frente a impacto

3.2.1. *Ensayos de impacto realizados para el análisis de comportamiento*

En este apartado se presenta un estudio de comportamiento frente a impacto, para el cual se impactaron 21 probetas de espesor delgado con 8 telas, 24 probetas con 16 telas y 15 probetas con 24 telas.

Las probetas más delgadas, de 1,472 mm de espesor, se impactaron a 7 energías de impacto equidistantes entre 3 J y 21 J. Las probetas con 2,944 mm de espesor se impactaron a 8 energías distintas, entre 10 J y 52 J. Finalmente, las probetas de 4,416 mm se impactaron a 5 energías, entre 15 J y 54 J. En todas las configuraciones se ensayaron 3 probetas con cada energía de impacto.

Los impactos se realizaron con una torre de caída que permitiera obtener la energía absorbida en el impacto. Estos ensayos para analizar el comportamiento frente a impacto fueron realizados en el laboratorio del departamento de Mecánica de Medios Continuos y Teoría de Estructuras de la Universidad Carlos III de Madrid con una torre de caída instrumentada CEAST FRACTOVIS, Instron (Figura 3-11). Se realizaron con una masa de 5,62 Kg, formada por un impactador de 3,62 Kg y un lastre de 2 Kg, y con una punta semiesférica de 20 mm de diámetro.



Figura 3-11: Torre de caída de la Universidad Carlos III de Madrid

De los ensayos de impacto realizados, a varias energías de impacto y para distintos espesores, se obtuvieron varios parámetros que se analizarán a continuación: la energía absorbida, la profundidad de huella y el área dañada para cada probeta.

3.2.2. Resultados de los ensayos de impacto en función del espesor

Los resultados de los ensayos de impacto se obtuvieron en función del espesor y de la energía de impacto. Directamente de los ensayos experimentales se midió la energía de impacto real, la fuerza de pico y se calculó la energía absorbida. Después, de las probetas dañadas, se obtuvo la profundidad de huella y el área delaminada.

La Figura 3-12 es una curva tipo fuerza-tiempo obtenida del ensayo de impacto a 22 J de una probeta de 2,944 mm. Esta curva es representativa de un ensayo de impacto a baja velocidad en el que aparece daño del laminado.

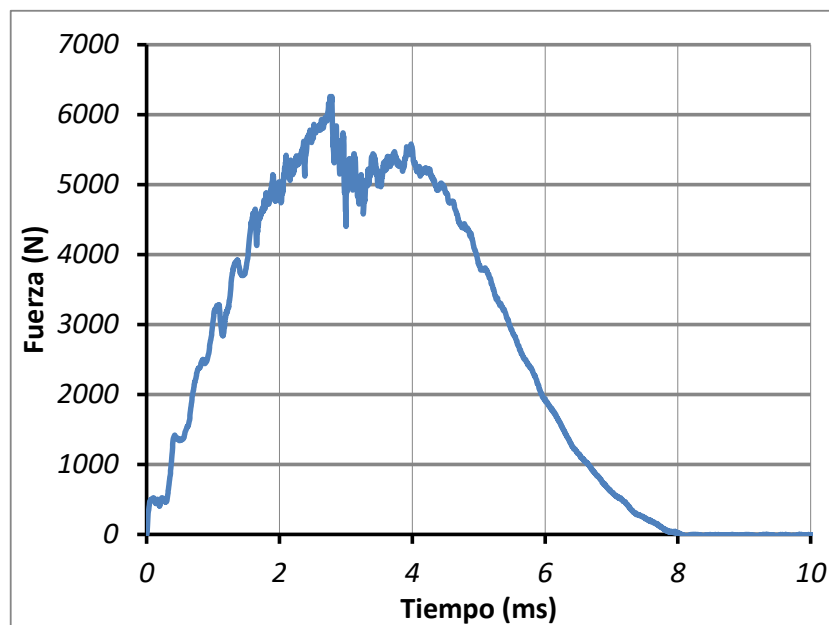


Figura 3-12: Curva fuerza-tiempo del ensayo de impacto de la probeta de 2,944 mm (EC-7) impactada a 22 J.

A continuación, las tablas 3-2, 3-3 y 3-4 muestran los resultados obtenidos de los ensayos de impacto para probetas de 1,472 mm, 2,944 mm y 4,416 mm respectivamente.

PROBETA	Energía de impacto teórica (J)	Energía de impacto real (J)	Velocidad de impacto (m/s)	Fuerza pico (N)	Energía absorbida (J)	Indentación (mm)	Área delaminada (mm ²)
EA-1	3	2,03	0,85	1320	0,61	0,017	36,0
EA-2	3	2,03	0,85	1310	0,61	0,033	40,0
EA-3	3	2,03	0,85	1300	0,61	0,022	25,0
EA-4	6	4,68	1,29	2250	1,78	0,072	107,2
EA-5	6	4,68	1,29	2180	1,76	0,093	136,7
EA-6	6	4,68	1,29	2190	1,76	0,086	109,4
EA-7	9	7,74	1,66	2530	4,90	0,352	646,3
EA-8	9	7,56	1,64	2660	4,35	0,290	564,3
EA-9	9	7,56	1,64	2640	4,35	0,290	515,1
EA-10	12	10,25	1,91	2730	6,89	0,657	956,8
EA-11	12	10,25	1,91	2650	7,47	0,783	1090,3
EA-12	12	10,25	1,91	2510	7,42	0,670	1194,1
EA-13	15	13,11	2,16	2490	11,41	1,918	1731,1
EA-14	15	12,99	2,15	2710	10,24	1,408	1723,4
EA-15	15	12,99	2,15	2650	10,39	1,235	2058,0
EA-20	18	16,96	2,46	2650	16,41	2,472 **	2824,0
EA-21	18	16,96	2,46	2840	16,24	2,472 **	2599,9
EA-22	18	16,96	2,46	3080	16,07	2,472 **	2343,1
EA-23	21	19,90	2,66	2770	17,44	2,472 **	2281,7
EA-24	21	19,99	2,67	2960	18,57	2,472 **	2563,2
EA-25	21	19,90	2,66	2760	20,48 *	2,472 **	2842,0

Tabla 3-2: Resultados de los ensayos de impacto de las probetas de 1,472 mm

**La energía absorbida no puede ser mayor que la energía de impacto real, pero se pueden producir pequeños errores por redondeos en los cálculos. Por ello, en estos casos, se consideró que la energía absorbida era igual a la energía en el impacto real.*

*** En los casos cercanos a la penetración, resulta complejo medir la profundidad de huella con exactitud debido a que se produce rotura de fibras. Se consideró que la indentación en estos casos era equivalente al espesor nominal del espécimen más 1 mm, por ser una profundidad de huella que se asemeja bastante a los resultados experimentales observados.*

PROBETA	Energía de impacto teórica (J)	Energía de impacto real (J)	Velocidad de impacto (m/s)	Fuerza pico (N)	Energía absorbida (J)	Indentación (mm)	Área delaminada (mm ²)
EC-1	10	9,06	1,80	4590	2,77	0,070	415,1
EC-2	10	9,00	1,79	4480	3,17	0,083	349,0
EC-3	10	9,03	1,79	4620	2,79	0,077	325,2
EC-4	16	14,96	2,31	5350	7,23	0,134	778,2
EC-5	16	14,96	2,31	5570	6,36	0,111	605,0
EC-6	16	14,96	2,31	5420	7,31	0,135	700,1
EC-7	22	20,85	2,72	6260	12,72	0,297	1094,8
EC-8	22	20,85	2,72	5840	12,91	0,298	1265,9
EC-9	22	20,76	2,72	5930	12,87	0,338	1167,1
EC-10	28	26,99	3,10	6020	21,73	1,074	2071,3
EC-11	28	26,78	3,09	6160	20,60	0,837	2170,1
EC-12	28	26,78	3,09	6050	21,05	0,816	2164,8
EC-13	34	32,87	3,42	5920	27,96	1,891	2521,4
EC-14	34	32,69	3,41	5620	27,59	3,058	2621,3
EC-15	34	32,69	3,41	5890	27,50	1,093	2664,6
EC-16	40	38,70	3,71	5950	33,98	3,600	3237,6
EC-17	40	38,70	3,71	5990	34,15	3,466	2969,4
EC-18	40	38,37	3,70	6100	33,25	3,233	3057,8
EC-19	46	44,67	3,99	5720	43,79	3,944 **	3777,1
EC-20	46	44,67	3,99	5790	43,11	3,944 **	3886,1
EC-21	46	44,67	3,99	5850	42,47	3,944 **	4003,2
EC-22	52	50,56	4,24	5880	47,04	3,944 **	3414,8
EC-23	52	50,90	4,26	5680	51,61 *	3,944 **	3841,4
EC-24	52	50,90	4,26	5730	49,12	3,944 **	3837,2

Tabla 3-3: Resultados de los ensayos de impacto de las probetas de 2,944 mm

PROBETA	Energía de impacto teórica (J)	Energía de impacto real (J)	Velocidad de impacto (m/s)	Fuerza pico (N)	Energía absorbida (J)	Indentación (mm)	Área delaminada (mm ²)
ED-1	15	13,23	2,17	6470	7,42	0,113	772
ED-2	15	13,23	2,17	6490	7,36	0,126	598,2
ED-3	15	13,35	2,18	6380	7,48	0,114	667,1
ED-4	25	22,82	2,85	8760	12,18	0,157	1029
ED-5	25	22,66	2,84	8770	11,99	0,153	1062,9
ED-6	25	22,82	2,85	8620	12,3	0,157	1277,3
ED-7	35	32,29	3,39	9110	22,81	0,36	2090,9
ED-8	35	32,48	3,4	9440	22,74	0,335	1797,8
ED-9	35	32,29	3,39	10810	23,9	0,41	1890,7
ED-10	45	41,65	3,85	10960	33,62	0,943	2312,8
ED-11	45	41,87	3,86	9600	34,74	0,989	2721,8
ED-12	45	41,87	3,86	9160	34,29	0,88	1969,5
ED-13	54	50,04	4,22	10160	44,26	1,345	3287,2
ED-14	54	50,52	4,24	10330	44,61	1,448	3199,7
ED-15	54	50,04	4,22	10080	45,52	1,775	3393,3

Tabla 3-4: Resultados de los ensayos de impacto de las probetas de 4,416 mm

Como se observa en las anteriores tablas, 3-2, 3-3 y 3-4, y como era de esperar, la energía de impacto real fue, en todos los casos, ligeramente inferior a la teórica debido principalmente al rozamiento de la propia torre de caída.

La fuerza de pico frente a energía de impacto se presenta en la Figura 3-13. Se observa que, a partir de un valor de energía de impacto, la fuerza de pico para cada uno de los tres espesores se convierte en constante. Berlingardi y Vadori (2003) ya afirmaban la independencia de la máxima fuerza experimental frente a la altura de impacto, o lo que es lo mismo, frente a la energía de impacto. Sin embargo, dicha independencia no es del todo cierta, ya que los resultados de esos estudios no recogen suficientes puntos a bajas energías y presentan tanta dispersión que enmascara el crecimiento. En la Figura 3-13, se observa un ligero crecimiento inicial de la fuerza pico con la energía de impacto, tras el cual se estabiliza. Adicionalmente, se comprueba con los ensayos realizados que existe una dependencia del valor máximo observado en la figura con el espesor aproximadamente lineal.

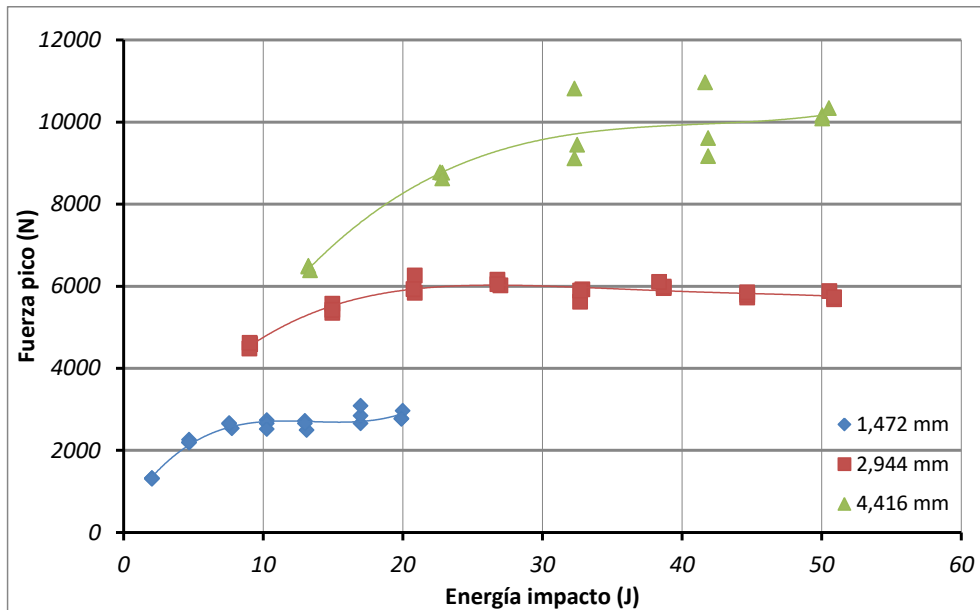


Figura 3-13: Fuerza de pico frente a energía de impacto según el espesor de las probetas

La energía absorbida frente a energía de impacto se presenta en la Figura 3-14. En dicha figura se observa la influencia del espesor en la energía absorbida. Se presenta una zona en la que la energía absorbida crece con la energía de impacto de forma casi lineal (Berlingardi y Vadori, 2003; Quaresimin et al., 2013). Sin embargo, al ver los resultados con más detalle, se comprueba que al aproximar los resultados por polinómicas de orden 3, se obtienen coeficientes de determinación muy elevados, mayores al 99%, lo que muestra un ajuste a los resultados experimentales bastante bueno.

Además, como se comprueba en la Figura 3-14, independientemente del espesor estudiado, al aumentar la energía de impacto, aumenta el porcentaje de energía absorbida respecto a energía de impacto (Berlingardi y Vadori, 2003; Grasso et al., 2015). Para las tres configuraciones, al impactar por encima de la energía de penetración, la energía absorbida en el impacto ya no seguiría aumentando al aumentar la energía de impacto.

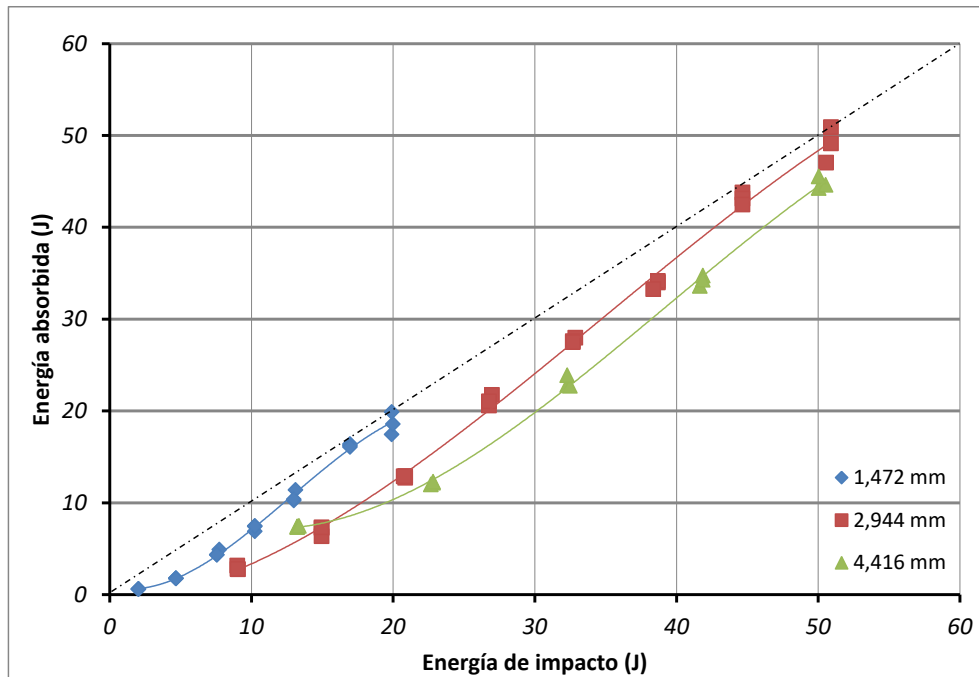


Figura 3-14: Energía absorbida en función de la energía de impacto real registrada para cada uno de los tres espesores analizados

Por otro lado, para una energía de impacto dada, se puede estudiar la energía absorbida en función del espesor. Por ejemplo, para un impacto de 20 J, la Figura 3-14 muestra cómo evoluciona la energía absorbida con el espesor. Se observa que se absorben mayores energías con laminados más delgados para la misma energía de impacto. Esto es debido principalmente a la mayor deformación fuera del plano que se produce en los laminados delgados que provoca que se genere una mayor delaminación como se verá posteriormente.

3.2.3. Influencia del espesor en el daño generado

Una vez realizados los ensayos de impacto, se realizó un análisis de daño generado, considerando concretamente la profundidad de huella (mm) y la dimensión de la proyección máxima del área delaminada (mm²), mediante el procedimiento explicado en el punto 3.1.4.

Al inspeccionar las probetas, se puede encontrar una relación de la energía absorbida con el daño generado en cada probeta. La profundidad de huella medida frente a energía de impacto en función del espesor se presenta en la Figura 3-15. El área máxima delaminada estimada también en función de la energía de impacto se presenta en la Figura 3-17.

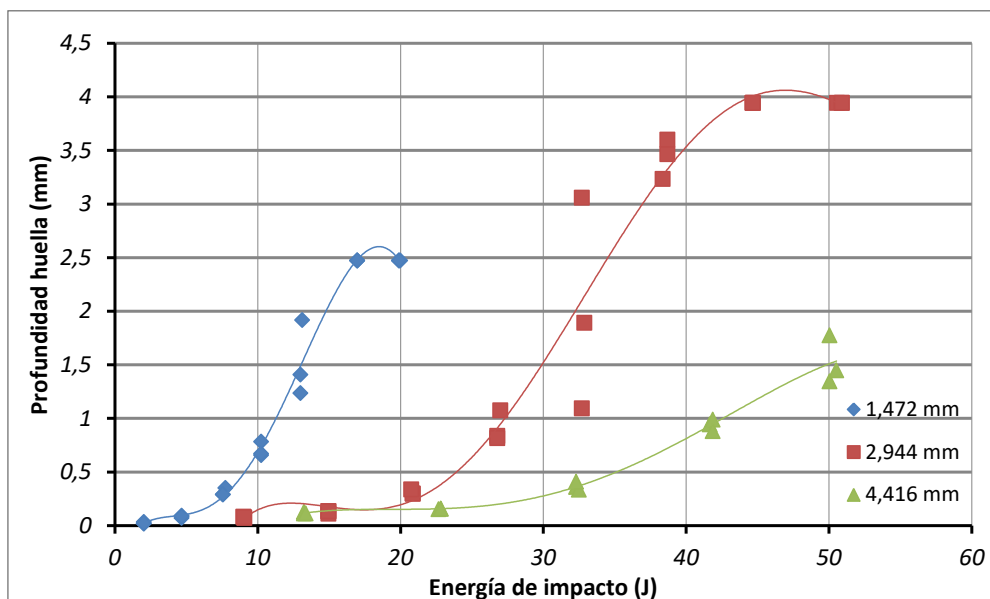


Figura 3-15: Profundidad de huella o indentación frente a energía de impacto según el espesor

La Figura 3-15 muestra como la profundidad de huella generada en los laminados de fibra de carbono aumentó con la energía de impacto hasta un momento en el que no fue posible que aumentara más debido a que se produciría penetración.

Si los resultados de la Figura 3-15 se analizan teniendo en cuenta la relación de la profundidad de huella con el espesor, se comprueba que, para espesores menores, se produce una indentación relativa mayor. En el caso de las probetas de 4,416 mm, no se alcanzó el máximo ya que el impactador de caída libre utilizado no permitía impactar con más energía debido a la limitación de altura existente. De cualquier forma, se cree que la relación de la profundidad de huella máxima con el espesor estaría por debajo de 1, pues al ser las probetas más rígidas se produciría antes la penetración que una indentación por encima del espesor nominal. El caso de las probetas de 2,944 mm, la profundidad de huella adimensionalizada con su espesor estaría cercana a 1,4. Finalmente, al observar la indentación máxima adimensionalizada de las probetas delgadas de 1,472 mm, se alcanza un valor cercano a 1,7 debido a que, por su bajo espesor, resultó bastante menos rígida.

Además, al comparar las curvas para los tres espesores de la Figura 3-15 para una energía de impacto de 20 J, se observa como la profundidad de huella es más de diez veces mayor para las probetas delgadas que para las gruesas.

A continuación, al evaluar el daño interlaminar generado, se observa que la forma de la delaminación es claramente dependiente del espesor del espécimen. La Figura 3-16 muestra la forma de la delaminación para los tres espesores analizados para la misma energía de impacto, alrededor de los 15 J. La proyección del área delaminada es más alargada para las probetas más delgadas, con una vela mayor; mientras que en las más gruesas la delaminación tiende a ser más redondeada, salvo que la energía de impacto sea mayor.



Figura 3-16: Forma de la delaminación por impacto a una energía alrededor de los 15 J para probetas de 1,472 mm (EA-15), 2,944 mm (EC-6) y 4,416 mm (ED-3)

En la Figura 3-17 se muestra la proyección del área delaminada en función de la energía de impacto para los tres espesores objeto de análisis. En ella se aprecia que el tamaño del área delaminada aumenta de forma considerable con la energía de impacto (Aktaş et al., 2009). De hecho, la Figura 3-17 muestra claramente una zona con tendencia lineal entre la energía de impacto y el área delaminada para cualquier espesor hasta que se alcanza la zona cercana a la penetración. Además, se observa una influencia significativa del espesor en el área delaminada generada.

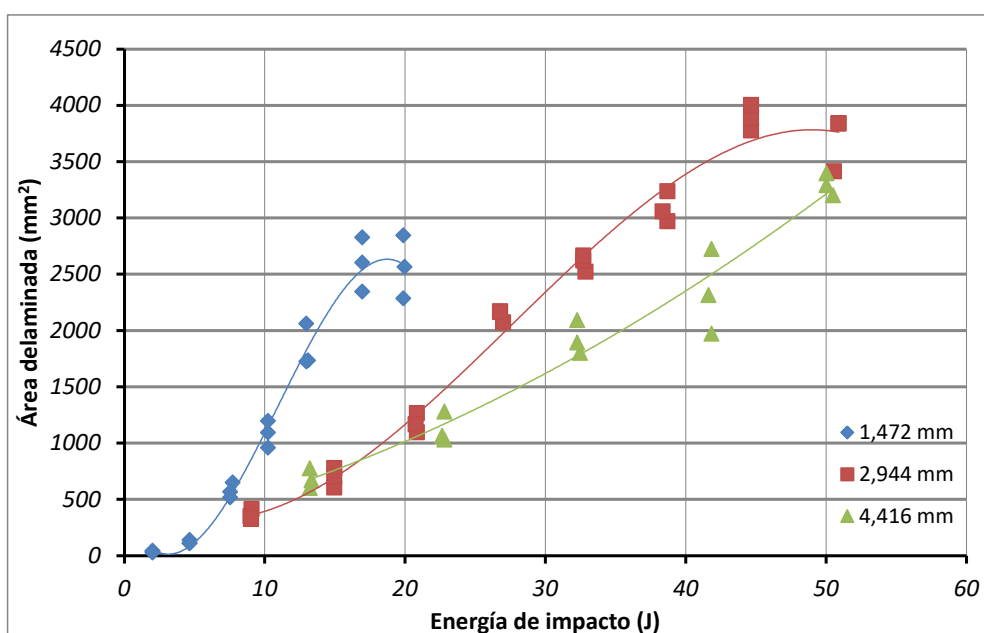


Figura 3-17: Área delaminada frente a energía de impacto según el espesor

Para una energía de impacto determinada, por ejemplo 20 J, la Figura 3-17 muestra que el daño generado en forma de delaminación es mucho mayor para las probetas más delgadas que para las gruesas. Esto es debido principalmente a que, al tener menor rigidez en la dirección del espesor, las probetas delgadas sufren una mayor flexión para la fuerza máxima y, por lo tanto, una mayor desplazamiento, estando así más condicionadas a que se produzca una delaminación mayor para la misma energía de

impacto. A su vez, este mayor daño generado, explica el resultado obtenido en la Figura 3-14, en el que se comprobaba que la energía absorbida por laminados delgados era mayor.

Por otro lado, dividiendo la energía de impacto por el espesor correspondiente en cada caso, se obtiene la energía específica de impacto. Los resultados de esta normalización se presentan en la Figura 3-18, donde, a pesar de la dispersión, se observa una tendencia lineal de crecimiento del área delaminada con esta energía de impacto normalizada.

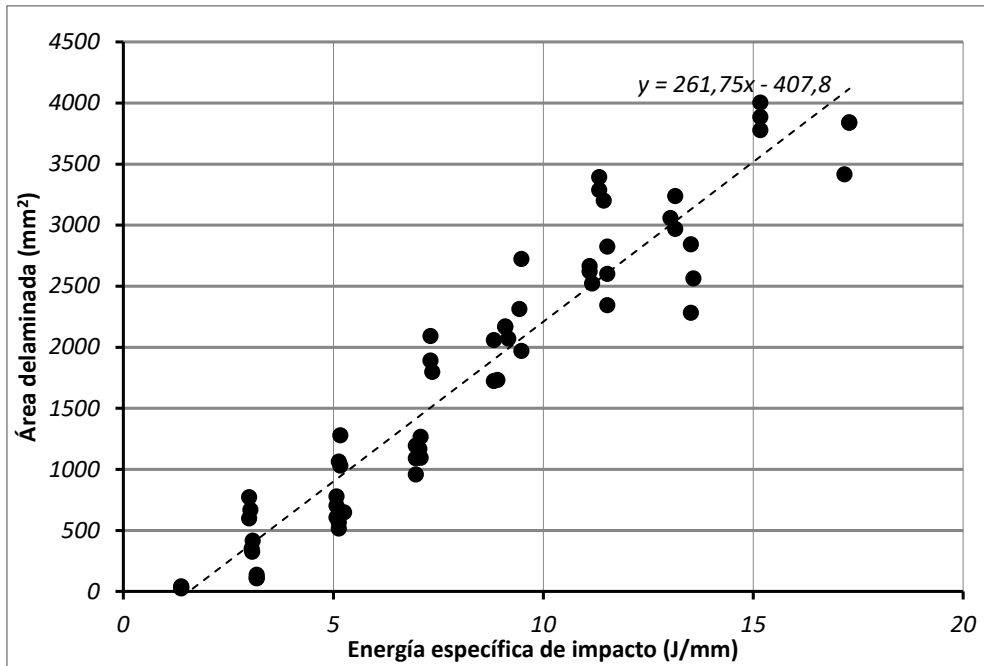


Figura 3-18: Área delaminada frente a la energía de impacto normalizada con el espesor del laminado impactado

3.2.4. Discusión de los resultados en relación a la energía absorbida

Una vez vistos los resultados en función de la energía de impacto real, se procede a analizar su relación con la energía absorbida. En la Figura 3-19 se presenta la profundidad de huella en función de la energía absorbida. A continuación, en la Figura 3-20, se observa el área delaminada en función de la energía absorbida.

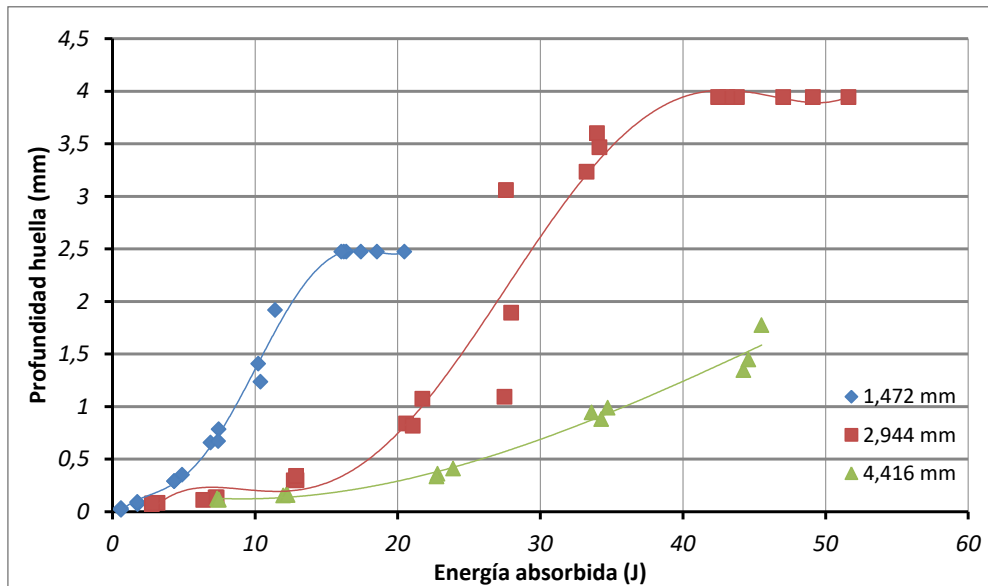


Figura 3-19: Profundidad de huella o indentación frente a energía absorbida para cada uno de los tres espesores

Al igual que en la Figura 3-15, en la que se veía la profundidad de huella en función de la energía de impacto, en la Figura 3-19 se observa que la profundidad de huella aumenta con la energía absorbida hasta un momento, en el cual se estabiliza. Entonces, en la zona cercana a la penetración del laminado, la energía absorbida aumenta sin que aumente la profundidad de huella generada. Este comportamiento no se mantendrá siempre, pues llegará un momento en el que el impactador atravesaría el laminado y la energía absorbida dejaría de aumentar.

Gracias a los resultados mostrados en la Figura 3-19, también se comprueba que, para la misma cantidad de energía absorbida, la profundidad de huella generada es mayor para laminados más delgados. Además, el valor umbral de energía absorbida aumenta cuando aumenta el espesor del laminado impactado.

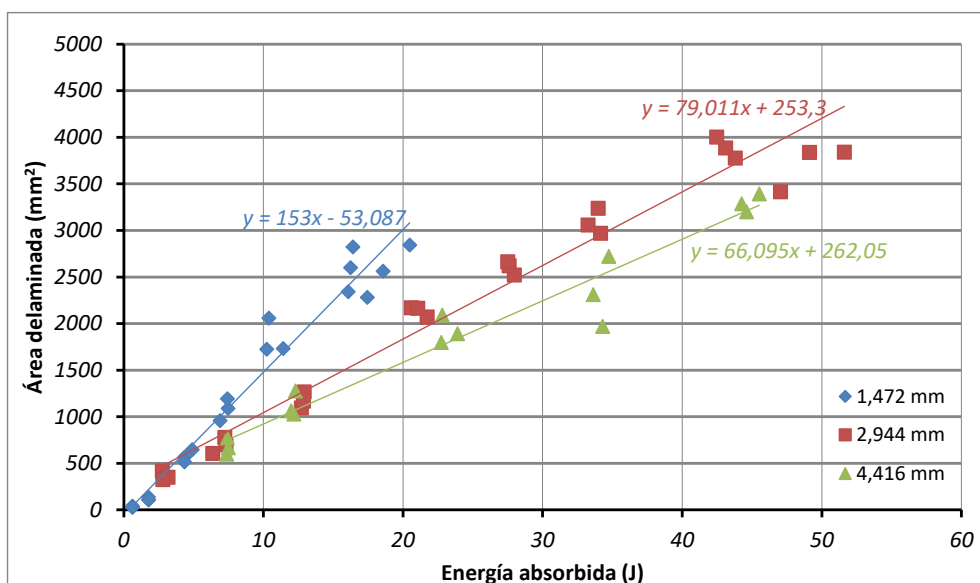


Figura 3-20: Área delaminada frente a energía absorbida en función del espesor

Finalmente, en la Figura 3-20 se observa que la relación entre el área delaminada y la energía absorbida es una relación lineal con bastante buen ajuste: R^2 del orden de 0,96 para los tres espesores analizados. La recta que aproxima los resultados de la configuración con espesor menor tiene más del doble de pendiente que la que representa los resultados obtenidos para los espesores mayores.

3.3. Determinación del daño apenas visible y de la energía de impacto correspondiente

3.3.1. Procedimiento para la determinación de la energía de daño apenas visible E_{BVID}

A continuación se presenta la definición de la energía de impacto de daño apenas visible (E_{BVID} , “barely visible impact damage”) para cada configuración. Para conseguir una definición adecuada, se impactaron un total de 20 probetas, analizando siempre un mínimo de 6 probetas para cada uno de los 3 espesores para definir las energías de daño correspondientes.

Se considera la energía de daño apenas visible como la que produce una profundidad de huella de aproximadamente 1 mm. Es interesante estimar esta energía para cada laminado determinado, ya que al estar relacionada con el umbral de detectabilidad, será el valor al cual se suelen impactar las probetas en la realización de ensayos de compresión después de impacto, pues sirven para definir los valores de diseño de las estructuras tolerantes al daño.

Para obtener la energía para daño apenas visible E_{BVID} es necesario realizar impactos con la torre de caída a distintas energías mediante el procedimiento siguiente. Primero, se impacta a una energía y, luego, se comprueba la magnitud del daño producido. Suponiendo que el daño sea mayor que el apenas visible o que haya penetrado la probeta totalmente, se impactará a energías ligeramente menores hasta ir viendo que se tenga repetitividad de una energía que produzca 1 mm de profundidad de daño. En cambio, si es menor, se impactará a energías un poco mayores y se procederá de la misma manera. Para las probetas de espesor 4,416 mm se comenzó impactando a 30 J, para las de 2,944 mm de espesor a 25 J, y para las de 1,472 mm a 10 J, y partiendo de ese valor, siguiendo el proceso indicado, se consiguió estimar la energía E_{BVID} para cada uno de los tres espesores objeto de estudio.

Para estos ensayos de impacto se utilizó la torre de caída de FIDAMC. Dicha torre de caída libre es una SEMSA modelo IMP.2011, como la que se muestra en la Figura 3-21. En ella, se realizaron los impactos que sirvieron para la definición de daño apenas visible y, después, se impactaron las probetas que posteriormente se utilizaron en los ensayos de compresión después de impacto. El impactador en este caso tenía una masa de 5,6 Kg y una punta semiesférica con un diámetro de aproximadamente 16 mm.



Figura 3-21: Torre de caída de FIDAMC para ensayos de impacto a baja velocidad

3.3.2. Determinación de la E_{BVID}

Los resultados de los ensayos de impacto realizados para la determinación de la E_{BVID} se presentan en las Tablas 3-5, 3-6 y 3-7. En ellas, se incluyen tanto los valores medidos de profundidad de huella o indentación, como la estimación de la delaminación producida en cada espécimen.

PROBETA		IMPACTO	DAÑO				
ID	Espesor (mm)	Energía (J)	Indentación (mm)	Dimensión del daño		Área (mm ²)	Profundidad Delam. (mm)
				centro (mmxmm)	vela (mm)		
AE-E-1	1,46	10	1,184	21 x 20	106	1167,9	0,56-1,24
AE-E-2	1,53	7,5	0,578	18 x 16	62	634,3	0,53-1,24
AE-E-3	1,54	9	0,818	26 x 18	90	859,5	0,56-1,24
AE-E-4	1,54	10	1,292	27 x 19	108	1115,4	0,42-1,35
AE-E-5	1,56	12,5	Daño fibra	36 x 28	119	1420,5	0,36-1,25
AE-E-6	1,55	11	1,310	25 x 21	111	1272,9	0,52-1,32
AE-E-7	1,54	10	1,468	27 x 22	105	1087,0	0,47-1,22
AE-E-8	1,53	10	1,395	24 x 22	105	1044,3	0,51-1,24

Tabla 3-5: Resultados de los ensayos de impacto en probetas con espesor nominal de 1,472 mm

PROBETA		IMPACTO	DAÑO				
ID	Espesor (mm)	Energía (J)	Indentación (mm)	Dimensión del daño		Área (mm ²)	Profundidad Delam. (mm)
				centro (mmxmm)	vela (mm)		
CE-E-1	3,09	25	1,288	26 x 26	113	1775,1	0,54-2,51
CE-E-2	3,07	20	0,818	27 x 27	103	1621,7	0,43-2,70
CE-E-3	3,07	22,5	1,074	26 x 25	110	1556,1	0,51-2,69
CE-E-4	3,08	22	1,002	26 x 24	111	1477,4	0,50-2,63
CE-E-5	3,05	22	1,056	30 x 26	113	1505,8	0,50-2,65
CE-E-6	3,04	22	1,009	29 x 24	110	1560,5	0,51-2,67

Tabla 3-6: Resultados de los ensayos de impacto en probetas con espesor nominal de 2,944 mm

PROBETA		IMPACTO	DAÑO				
ID	Espesor (mm)	Energía (J)	Indentación (mm)	Dimensión del daño		Área (mm ²)	Profundidad Delam. (mm)
				centro (mmxmm)	vela (mm)		
DE-E-1	4,44	30	0,700	43 x 39	94	1697,2	0,85-4,10
DE-E-2	4,48	35	1,111	47 x 37	100	1898,4	0,54-4,14
DE-E-3	4,43	35	1,098	47 x 38	102	2009,9	0,54-4,09
DE-E-4	4,37	40	1,638	50 x 38	113	2201,3	0,45-4,10
DE-E-5	4,40	36	1,304	45 x 40	106	2164,1	0,43-4,07
DE-E-6	4,46	36	1,112	43 x 38	111	1820,7	0,54-4,06

Tabla 3-7: Resultados de los ensayos de impacto en probetas con espesor nominal de 4,416 mm

La Figura 3-22 muestra las curvas daño frente a energía de impacto para los tres espesores analizados. La profundidad del daño se puede considerar como una relación lineal de la energía de impacto para las zonas cercanas a las estudiadas. A pesar del adecuado ajuste de los resultados a una recta, para espesores bajos se tiene una mayor variación en los resultados de los ensayos de impacto debido a que la profundidad de huella buscada está más cerca de la penetración.

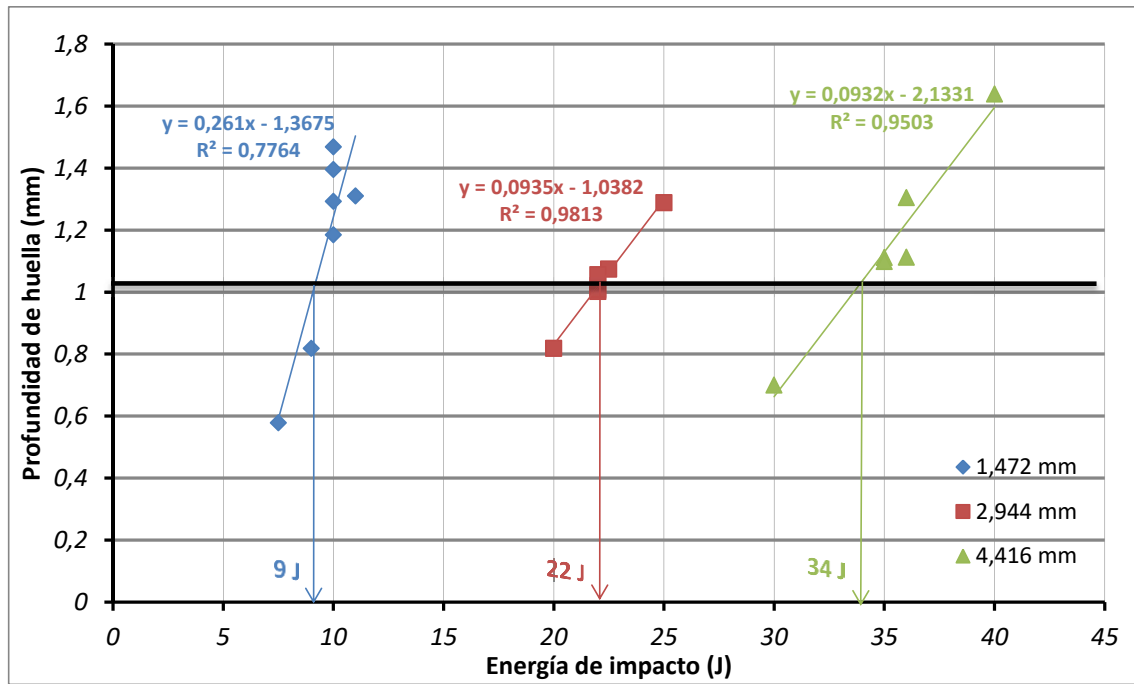


Figura 3-22: Profundidad del daño frente a energía de impacto teórica para cada configuración

Por medio de las profundidades de huella medidas para las distintas energías se estimó la energía E_{BVID} . Para ello, se realizó la intersección de los resultados anteriores con una recta situada justo por encima de un milímetro, obteniendo los valores de la Figura 3-22. Resumiendo, para las probetas delgadas, de 1,472 mm, se consideró una E_{BVID} de 9 J; para las de 2,944 mm fueron 22 J; y en las de 4,416 mm la E_{BVID} estimada fue de 34 J.

Capítulo 4

NUEVA METODOLOGÍA PARA EL ENSAYO DE CAI DE LAMINADOS DELGADOS

El ensayo de compresión después de impacto (CAI) resulta determinante a la hora de conocer la resistencia residual de un componente estructural. Existen diferentes normativas para la realización de ensayos de CAI pero, en general, no permiten ensayar probetas por debajo de 4 mm de espesor. En muchas ocasiones, se necesitan ensayar espesores menores, dado que la optimización del diseño de la estructura conduce a espesores reducidos. En este capítulo, se propone una nueva metodología para la determinación de la resistencia residual a CAI que permite ensayar, también, laminados delgados. Se diseñó y se dimensionó un nuevo útil que retrasa el pandeo global de la probeta pero permitiendo el pandeo local de los sublaminados. En primer lugar, se definió el concepto del útil desarrollado, buscando la mejor solución de diseño; a continuación, se realizaron análisis y simulaciones mediante Abaqus Standard para su dimensionado concreto; y después, se determinaron los últimos detalles de diseño para el correcto funcionamiento del útil. Finalmente, se realizó la validación experimental de la nueva metodología mediante la comparación de los resultados obtenidos mediante el útil desarrollado, con los obtenidos con el procedimiento habitual de la norma ASTM D 7137.



4.1. Diseño conceptual de un nuevo útil de CAI para laminados delgados

En primer lugar, a partir de los requerimientos considerados, se realizó el diseño conceptual del nuevo útil de CAI para laminados delgados, evaluando las diferentes alternativas de solución.

4.1.1. Requerimientos de diseño considerados

Al ensayar a CAI laminados delgados mediante el útil estandarizado se produce pandeo y, como consecuencia, la resistencia residual obtenida es baja. Por lo tanto, para disminuir el nivel de conservadurismo, se requiere desarrollar un útil específico para ensayar laminados de poco espesor. Dicho útil debía cumplir una serie de características. El primer objetivo del útil era evitar que el laminado alcanzase la tensión crítica de pandeo, que en laminados delgados se produce antes que en los laminados permitidos por la norma debido al menor espesor.

Además de conseguir aumentar la estabilidad de los especímenes de ensayo para retrasar el pandeo, se plantearon algunos otros requisitos que se deben tener en cuenta para el correcto diseño del útil:

- El modo de fallo no debe producirse en la zona de aplicación de la carga; lo que implica que no deben aparecer aplastamientos locales ni pandeos en bordes libres.
- Debe haber una correcta alineación en la aplicación de la carga para asegurar un estado de compresión pura y no introducir esfuerzos de flexión.
- No debe haber interferencia con la zona dañada para que la progresión del daño se produzca en dirección perpendicular a la carga. No se deben restringir las tensiones que se crean fuera del plano como consecuencia de los pandeos locales de los sublaminados, y que son la causa de que las delaminaciones progresen.
- El rozamiento se debe minimizar pues podría ser una fuente de imprecisión en los resultados obtenidos.
- Debe permitirse la deformación longitudinal de la probeta durante la compresión.
- Debe ser posible colocar galgas extensiométricas para poder comprobar la validez del ensayo.

Conjuntamente a los requisitos anteriores que el útil debe cumplir, se consideraron otros aspectos a tener en cuenta que son interesantes para mejorar temas como la manejabilidad o ahorro de tiempos como:

- Visibilidad del ensayo.
- Facilidad de utilización y de montaje.
- Centrado de la carga de compresión.
- Peso del útil.
- Seguridad de uso.

- Robustez.
- Posibilidad de ser utilizado con múltiples máquinas de ensayos.
- Facilidad de industrialización.

4.1.2. Diferentes soluciones alternativas de diseño

La solución de diseño conceptual del útil de CAI desarrollado debía permitir ensayar laminados delgados y, por lo tanto, era preciso aumentar la carga crítica de pandeo. Para aumentar la carga crítica de pandeo global de los especímenes fue necesario incrementar la estabilidad de la probeta objeto de ensayo mediante un útil. El pandeo global de la probeta a ensayar debía ser posterior al pandeo local del sublaminado delaminado o que la carga de fallo a compresión.

La solución conceptual desarrollada estuvo basada en elementos que sobresalieran de ambas caras del útil de forma que la probeta se apoyara sobre ellos cuando el útil estuviera montado. Se vieron distintas formas de conseguir mayor estabilidad lateral para aumentar carga crítica de pandeo y se consideró que dichos elementos protuberantes podían ser continuos o discretos. Esta pluralidad de elementos protuberantes simétricos entre sí sobre los que se apoyaría la probeta, la estabilizarían lateralmente para evitar el pandeo.

Dicho útil constaría de una placa fija y una móvil, deslizándose la segunda paralelamente respecto de la primera; de forma que el espacio destinado a albergar la probeta queda entre ambas. De esta forma se permite que con el mismo útil se puedan ensayar probetas con distintos espesores.

Se analizaron diversas posibilidades de diseño para conseguir aumentar la carga crítica de pandeo, para probetas de menor espesor. La Figura 4-1 muestra distintas posibilidades para los elementos protuberantes: elementos protuberantes continuos con filo de cuchillo, redondeados y elementos discretos.

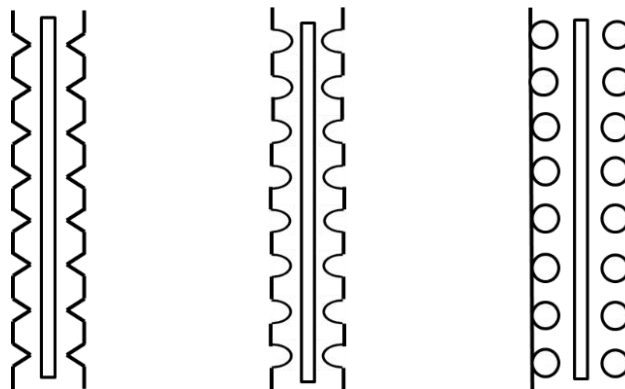


Figura 4-1: Posibles secciones de los elementos protuberantes

En general, las soluciones para probetas de menor espesor se basan en la aplicación de métodos de estabilización lateral. A continuación, se presentan algunas soluciones antipandeo:

a) Soporte por medio de placas laterales

Una opción para estabilizar las probetas delgadas fuera del plano es la utilización de unas placas soporte a cada lado del espécimen a ensayar. Dichas placas dispondrían de un hueco coincidente con el centro de la probeta para que no se produjera la interferencia con el daño. La Figura 4-2 muestra un esquema del posible útil.

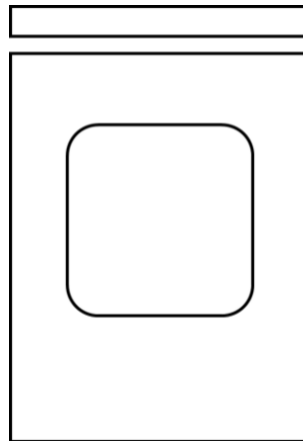


Figura 4-2: Útil de CAI para laminados delgados con placas de estabilización lateral

Cabe destacar que esta solución es similar a la propuesta por Sánchez-Sáez et al. (2005), que se comentó en el estado del arte. Este concepto requiere dejar mucha superficie de la probeta sin soportar para no interferir con el daño, por lo que el espesor permitido de ensayo no podría ser muy bajo. Asimismo, el rozamiento sobre la probeta es mayor que en las siguientes posibilidades de diseño.

b) Matriz de bolas o rodamientos

Otra alternativa es la utilización de apoyos laterales puntuales, que aumentaría la estabilidad permitiendo la compresión y la progresión del daño. Esta solución para evitar las inestabilidades durante el ensayo se basa en la introducción de terminales de bolas para el apoyo de la probeta a ambos lados.

Las placas fija y móvil deben posicionarse de forma que siempre quede una bola en frente de otra, pudiendo colocarlas alineadas o a tres bolillo, como se aprecia en la Figura 4-3. También será aconsejable dejar una zona libre para el daño, además de un espacio que permita la compresión.

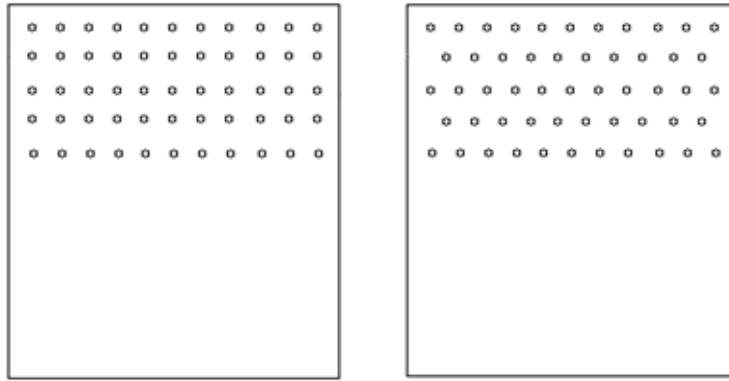


Figura 4-3: Posición de los rodamientos alineados o a tres bolillos

Esta solución permitiría estabilizar la probeta sin aumentar en gran medida el rozamiento y sin apenas afectar a la progresión del daño. Sus principales problemas vienen a la hora de su fabricación e industrialización, puesto que no parece una solución demasiado robusta.

c) Elementos protuberantes continuos o nervios

Por otro lado, se planteó la posibilidad de que los elementos protuberantes que estabilicen a pandeo la probeta fueran elementos continuos en forma de nervios. Dichos nervios podrán ser horizontales o verticales.

Nervios horizontales

En el caso de que dichos nervios fueran paralelos a la base del útil (Figura 4-4), se permitiría una mejor propagación del daño, puesto que se produciría en la dirección perpendicular a la dirección de carga. Sin embargo, el principal inconveniente es que la compresión se realizaría con mayor rozamiento que si fueran verticales.

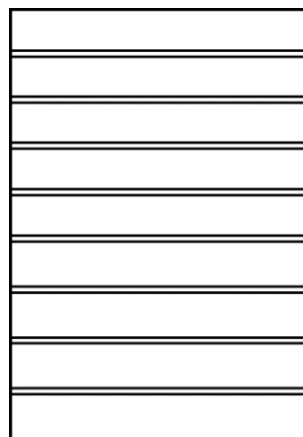


Figura 4-4: Útil de CAI para laminados delgados nervios horizontales

Nervios verticales

Finalmente, como se ha comentado, otra opción es que los nervios estuvieran dispuestos de forma vertical, como se muestra en la Figura 4-5. De esta forma, la

probeta podría deslizarse más fácilmente que en la opción anterior durante la compresión, gracias a lo que se conseguiría que el rozamiento fuera menos importante. El útil también tendría una zona libre sin elementos protuberantes en la cual se hubiera producido el daño por impacto.

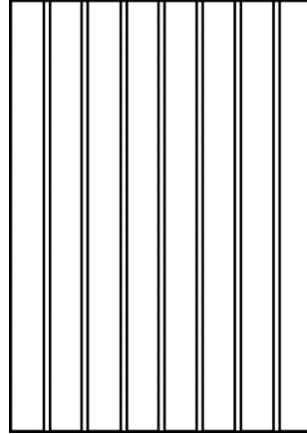


Figura 4-5: Útil de CAI para laminados delgados nervios verticales

El número de elementos protuberantes y tamaño de la zona libre se calculó posteriormente en función del espesor mínimo de la probeta a ensayar, ya que debería permitir ensayar a CAI probetas de espesor menor a 4 mm.

4.1.3. Concepto de útil propuesto

A continuación, se realiza una pequeña explicación estructural del concepto de diseño seleccionado dentro de las alternativas propuestas, que fue la solución con nervios verticales.

Considerando el laminado, de forma simplificada, como si fuera un material isótropo y homogéneo, se puede obtener la carga crítica de pandeo σ_{crit} mediante la ecuación (4-1) (Timoshenko y Gere, 1961); donde E_{eq} es el módulo elástico equivalente a flexión del laminado; b es la distancia de pandeo, que se corresponde con el ancho entre apoyos; y K es una constante que depende de las condiciones de contorno, de la geometría y del material considerado.

$$\sigma_{crit} = K \cdot E_{eq} \cdot \left(\frac{t}{b}\right)^2 \quad (4-1)$$

Por tanto, para aumentar la carga crítica de pandeo global de la probeta es necesario disminuir la distancia de pandeo b , ecuación (4-1). Por ello, se propuso un dispositivo con unos nervios intermedios verticales que disminuyen la distancia b (Figura 4-6).

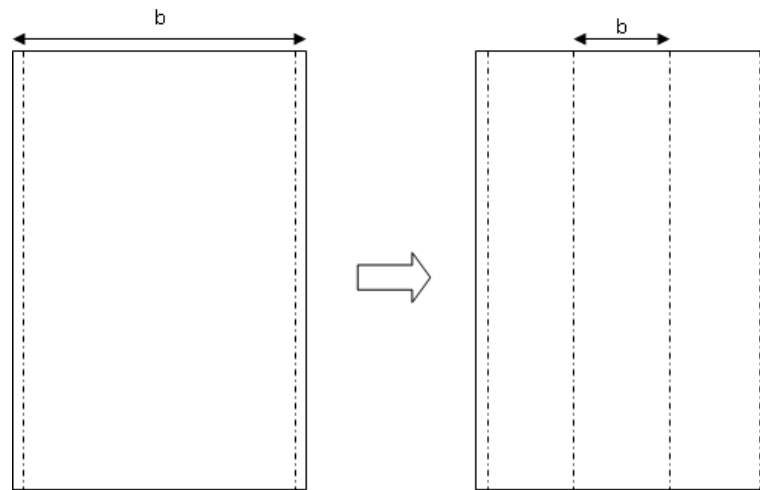


Figura 4-6: Reducción de la anchura para retrasar el pandeo

El útil se diseñó para ensayar probetas con la misma geometría que las especificadas en la norma ASTM D 7137 (2007), 100 mm x 150 mm, de forma que sea fácilmente industrializable. Además, se establece una zona libre en el centro, con una menor intensidad de elementos, para no interferir en el avance del daño. El dispositivo se desarrolló con capacidad de utilización para un amplio rango de espesores.

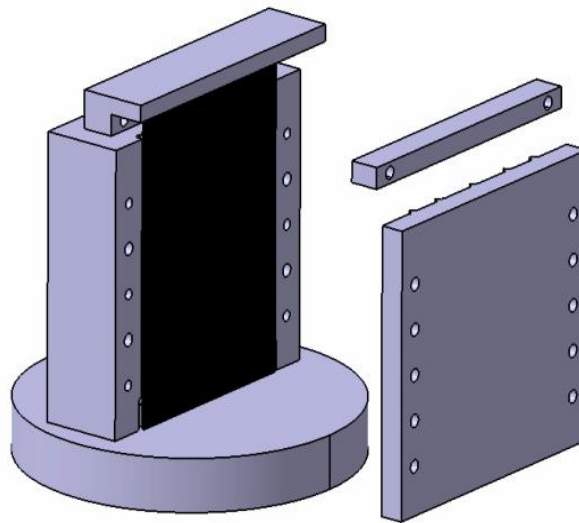


Figura 4-7: Diseño del útil CAI desarrollado con la posición de la probeta

Para realizar el ensayo de compresión, se coloca la probeta entre las placas fija y móvil, como se muestra en la Figura 4-7, quedando los conjuntos de nervios de las placas enfrentados entre sí. El útil comprende un elemento de fijación superior que inmoviliza superiormente la probeta a ensayar. Una vez que todo el conjunto anterior del útil con la probeta queda debidamente colocado, se dispone dicho conjunto en la máquina de ensayos universal para realizar el ensayo de compresión.

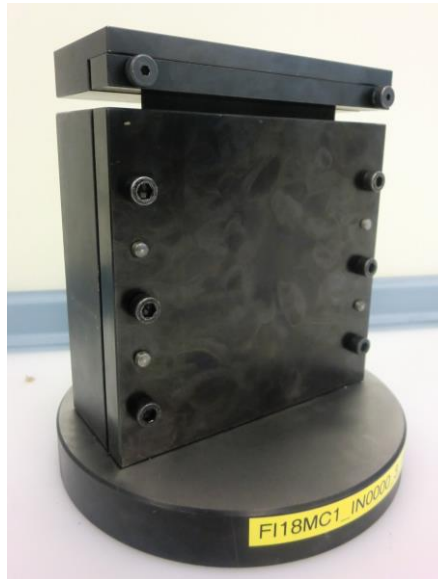


Figura 4-8: Imagen del útil de CAI desarrollado y fabricado

La Figura 4-8 muestra el útil CAI desarrollado. En el apartado 4.2., se presentan los análisis realizados para el posicionamiento de los nervios verticales y se verán más detalles de su diseño.

4.2. Cálculo y diseño de detalle del nuevo útil de CAI

Para la definición más concreta del útil se realizó, primero, un estudio analítico de la carga crítica de pandeo y, después, modelos de elementos finitos para una valoración más precisa. A continuación, se presentan los cálculos realizados para el posicionamiento de los nervios verticales.

4.2.1. Cálculos iniciales y posicionamiento

La resistencia a compresión de un laminado sin daño para un mismo material depende de la secuencia de apilamiento. Al aumentar el porcentaje de láminas a 0° , la resistencia a compresión aumenta y el módulo elástico equivalente en la dirección 0° también. Por ello, en realidad, el momento de pandeo varía en función del material y del laminado, así como la resistencia a CAI.

A continuación, se procede a realizar un estudio preliminar mediante métodos analíticos, para calcular la distancia entre los nervios (b) que interesa establecer. Se compara el ensayo de probetas de unos 4 mm con el útil convencional, con el ensayo de probetas de alrededor de 1,5 mm con el nuevo útil con apoyos verticales. Se supone que el rozamiento producido por los nervios es despreciable frente a la carga aplicada.

Por teoría de laminado, el módulo elástico a flexión se calcula por medio de la ecuación (4-2), donde D_{11} es un elemento de la matriz de rigidez a flexión del laminado. Para un laminado cuasi-isótropo (45, 0, -45, 90)S se obtiene como módulo equivalente $E_{eq} = 51217$ MPa.

$$E_x^f = \frac{12}{t^3 D_{11}} \quad (4-2)$$

La tensión crítica de pandeo se calcula mediante la ecuación (4-3), según las teorías para materiales isótropos con comportamiento lineal elástico (Timoshenko y Gere, 1961), siendo k una constante que depende de la relación a/b , t el espesor y b el ancho, que en el caso del útil de la norma toma el valor de aproximadamente 100 mm. La fórmula analítica utilizada es suficientemente representativa del comportamiento real como para hacer un cálculo aproximado real. De todas formas, se debe tener en cuenta que esta fórmula es válida solamente para una relación largo-ancho mayor a 4. Dado que para probetas de 100 mm x 150 mm (dimensiones según norma ASTM D 7137 (2007) dicha relación es tan sólo de 1,5, el pandeo se producirá más tarde (y por lo tanto de forma conservativa), pues la k sería mayor que para una placa esbelta.

$$\sigma_{crit} = k \cdot \frac{E_{eq} \cdot \pi^2}{12 \cdot (1 - \mu^2)} \cdot \left(\frac{t}{b}\right)^2 \quad (4-3)$$

Se observa que, el porcentaje que se quiera disminuir el espesor a ensayar es lo que se debe reducir el ancho aparente, pues la tensión crítica de pandeo es proporcional al cuadrado del espesor t e inversamente proporcional al cuadrado de la distancia entre apoyos b . De esta forma, para disminuir el espesor de la probeta a ensayar de 4 mm a, por ejemplo, 1,5 mm, para manteniendo la misma tensión crítica de pandeo sería necesario reducir la distancia b a, al menos, 2,67 veces.

Por lo tanto, de forma conservativa, inicialmente se decidió un diseño del útil consistente en cuatro nervios verticales equidistantes como queda esquematizado en la Figura 4-9.

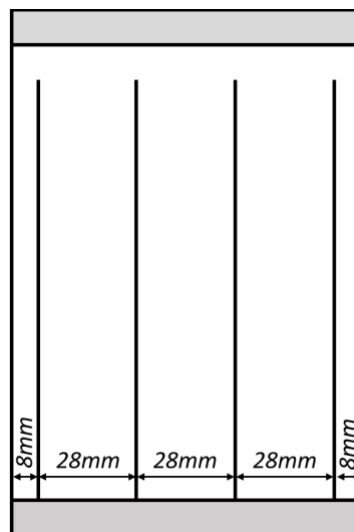


Figura 4-9: Condiciones de contorno del modelo de pandeo inicial

A continuación, se realizó un modelo de elementos finitos para verificar el comportamiento esperado. El análisis se realizó con la solución 105 de Nastran (MSC.Nastran, 2005), utilizando Patran (Patran, 2016) para realizar el preproceso y el postproceso. Se utilizaron elementos “QUADS” y se aplicaron las condiciones de contorno de forma que se restringió el desplazamiento fuera del plano en las zonas de la probeta que están soportadas por el útil.

Teniendo en cuenta las propiedades del material AS4/8552 proporcionadas por el fabricante Hexcel (HexPly 8552), y basándose en la experiencia experimental de la FIDAMC, se presentan las propiedades por lámina utilizadas en el análisis en la Tabla 4-1.

Propiedades AS4/8552		
<i>Módulo elástico longitudinal</i>	E_{11}	130 GPa
<i>Módulo elástico transversal</i>	E_{22}	10 GPa
<i>Módulo elástico de cortadura</i>	G_{12}	5 GPa
<i>Módulo de Poisson</i>	ν	0,3
<i>Densidad</i>	ρ	1600 Kg/m ³
<i>Espesor de lámina</i>	t	0,184 mm

Tabla 4-1: Propiedades de lámina de AS4/8552

La simulación se realizó para un laminado de 1,44 mm, formado por 8 láminas de 0,18 mm de espesor, con una secuencia de apilamiento cuasi-isótropa (45, 0, -45, 90)S. Se aplicó una carga de 5000 N en la sección de la probeta. La tensión crítica de pandeo debe ser mayor a la resistencia a compresión después de impacto esperada para el material (aproximadamente entre 300 y 450 MPa por experiencia previa).

La Figura 4-10 muestra la deformada del primer modo de pandeo para la solución con 4 nervios a 28 mm de distancia y 8 mm en los bordes. El primer autovalor estimado es igual a 16,595 y, por lo tanto, la tensión crítica de pandeo será la carga aplicada entre la sección transversal y multiplicada por dicho autovalor con se calcula en la ecuación (4-4). Con ello se comprueba que esta configuración sería suficiente para alcanzar el objetivo.

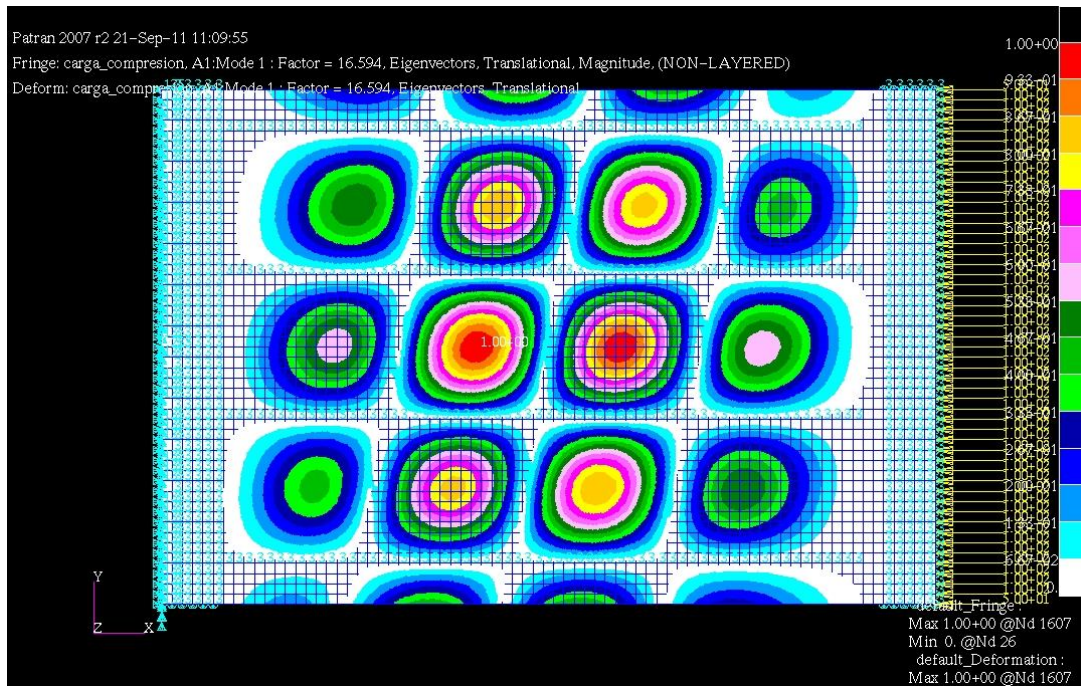


Figura 4-10: Primer modo de pandeo para una probeta de 1,44 mm de espesor

$$\sigma_{\text{crit}} = \frac{5000}{100 \cdot 1,44} \cdot 16,594 = 576,18 \text{ MPa} \quad (4-4)$$

El problema principal del anterior diseño es el entendimiento del mecanismo de progresión de daño bajo una carga a compresión (ver apartado 2.3.2.). Para permitir la progresión de daño es necesario permitir el pandeo local de sublaminados en la zona dañada sin restringir los esfuerzos que se crean fuera del plano. Para ello, fue necesario dejar una zona libre de al menos 50 mm de ancho para que el modo de fallo sea el buscado. Por lo tanto, existe un compromiso entre retrasar el pandeo y no interferir con el daño.

Como solución, se presenta una nueva configuración de útil con cinco nervios verticales, estando el central cortado a la altura del centro de la probeta, para no interferir con el daño provocado por el impacto ni con su evolución.

En la propuesta presentada, se coloca un nervio a 4 mm del borde, otro a una distancia de 20 mm del anterior y otro a 26 mm del segundo; y lo mismo simétricamente, como se muestra en la Figura 4-11. Al cortar el nervio central 42 mm, se deja un hueco de 52 mm de ancho para permitir la correcta progresión del daño.

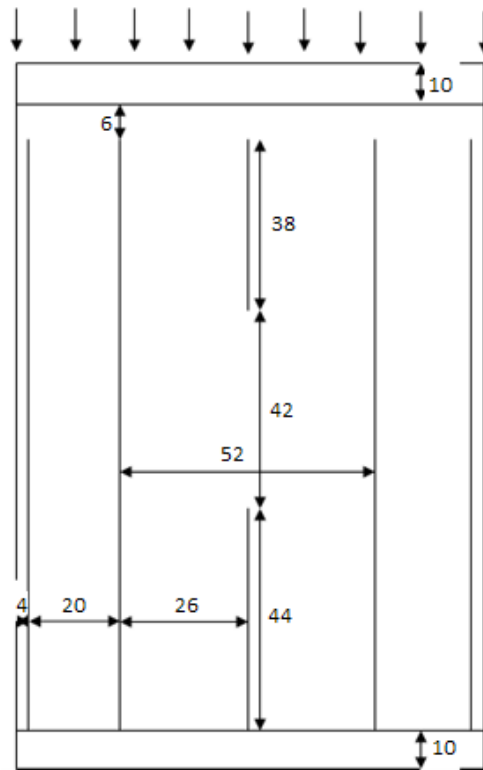


Figura 4-11: Posiciones de los nervios verticales en el útil desarrollado (cotas en mm)

En el apartado siguiente se presenta un modelo de elementos finitos con esta configuración que se utilizó para comprobar su validez antes de fabricarlo.

4.2.2. Modelos de elementos finitos de pandeo

Para terminar de definir la posición de los nervios se realizó una simulación numérica en Abaqus Standard (Abaqus/CAE User's Guide, 2014). Se realizaron modelos de pandeo empleando el módulo "Linear Perturbation, Buckle" para obtener la carga crítica del laminado. Se simuló una probeta sometida a compresión con unas condiciones de contorno como las propuestas por la norma ASTM D 7137 (2007) y, otra, considerando la existencia de nervios intermedios.

Se modelizaron tres configuraciones de material AS4/8552, cuyas propiedades se presentaron en la Tabla 4-1, con una secuencia de apilamiento cuasi-isótropa y tres espesores distintos: una con 8 telas (45, 0, -45, 90)S, otra con 16 [(45, 0, -45, 90)2]S y otra con 24 láminas [(45, 0, -45, 90)3]S; de 1,472 mm, 2,944 mm y 4,416 mm de espesor respectivamente.

Los sistemas de referencia utilizados se muestran en las Figuras 4-12 y 4-13; en donde el eje x coincide con el largo de la probeta, el eje y con el ancho, y el eje z es la dirección fuera del plano. El laminado se simuló incluyendo las láminas mediante "Composite Lay-up", teniendo en cuenta que la dirección 0° del laminado coincide con el eje longitudinal x del modelo.

La carga crítica se calculó en cada caso a través del primer autovalor obtenido. Se modelizó la probeta con elementos bidimensionales. Se malló con elementos cuadriláteros de integración reducida (tipo S4R en Abaqus) de 2 mm, empleando un total de 3750 elementos.

El útil soporte se idealizó introduciendo unas condiciones de contorno a la probeta, restringiendo el desplazamiento o giro de algunos nodos, como se detalla en las Figuras 4-12 y 4-13.

Para simular el útil propuesto por la norma ASTM D 7137 (2007) (Figura 4-12), en adelante “útil de la norma”, se restringió el desplazamiento en la dirección perpendicular al plano del laminado y los giros en una zona superior y otra inferior ($U_3=0$, $UR_1=0$ y $UR_2=0$). Además, se apoyaron también en z las zonas laterales simulando los apoyos que proporciona el útil a una distancia de 6 mm del borde ($U_3=0$). La distancia libre entre los apoyos laterales y el superior fue de 8 mm. En el lado inferior de la probeta, se impuso un desplazamiento nulo según la dirección longitudinal ($U_1=0$), que representa la acción del plato inferior.

Por otro lado, el efecto del nuevo útil (Figura 4-13) se modeló de la misma forma, pero representando también los apoyos proporcionados por los nervios verticales, mediante la restricción del desplazamiento en la dirección z ($U_3=0$).

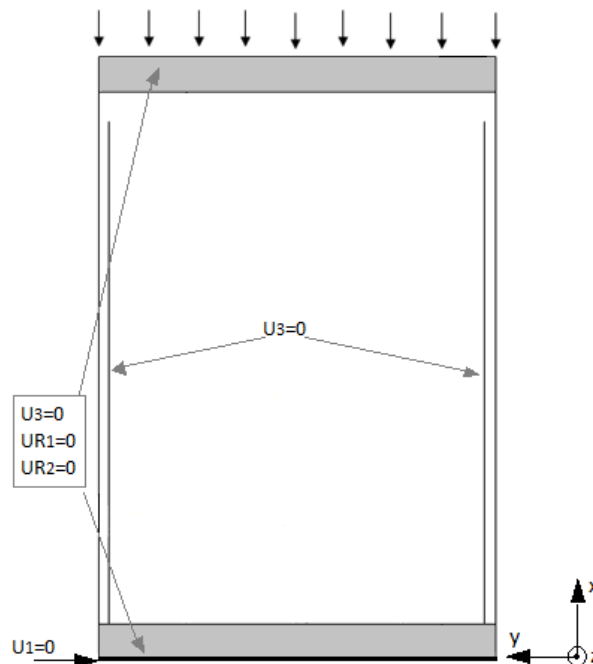


Figura 4-12: Condiciones de contorno para simular el comportamiento con el útil de la norma

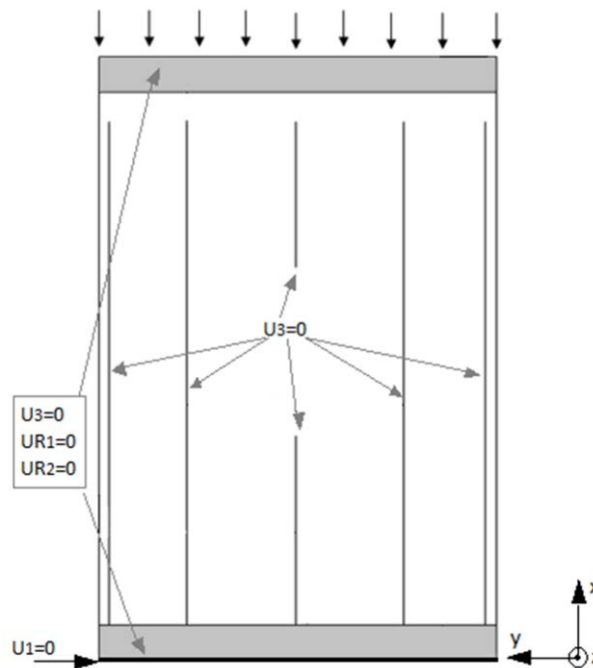


Figura 4-13: Condiciones de contorno para simular el comportamiento con el útil desarrollado

En ambos casos, se introdujo una carga distribuida a compresión en la dirección x de 100 N/mm en el borde superior. Las propiedades mecánicas del material consideradas se presentaron en la Tabla 4-1.

4.2.3. Resultados de las simulaciones numéricas y posicionamiento de los nervios verticales

En la Tabla 4-2 se presentan los menores autovalores de cada uno de los casos analizados y la tensión crítica de pandeo obtenida para los distintos espesores con ambos útiles. Se observa que con el útil con nervios intermedios se consigue retrasar el pandeo, permitiendo ensayar laminados de espesor más reducido.

Espesor (mm)	λ		σ_{crit} (MPa)	
	Útil de la norma	Útil desarrollado	Útil de la norma	Útil desarrollado
1,472	1,016	4,087	69	278
2,944	8,355	29,001	284	985
4,416	26,781	79,447	606	1799

Tabla 4-2: Primer autovalor y tensión crítica de pandeo calculada para los distintos casos analizados

A modo de ejemplo, se muestra el primer modo de pandeo del laminado de 1,472 mm de espesor en un dispositivo de ensayo ASTM (Figura 4-14) y en un dispositivo como el desarrollado con nervios verticales intermedios (Figura 4-15). En el primer caso, existe

una zona amplia en el que aparecen desplazamientos fuera del plano asociados al pandeo global, mientras que en el segundo, se observa que el pandeo se produce en la zona central entre nervios.

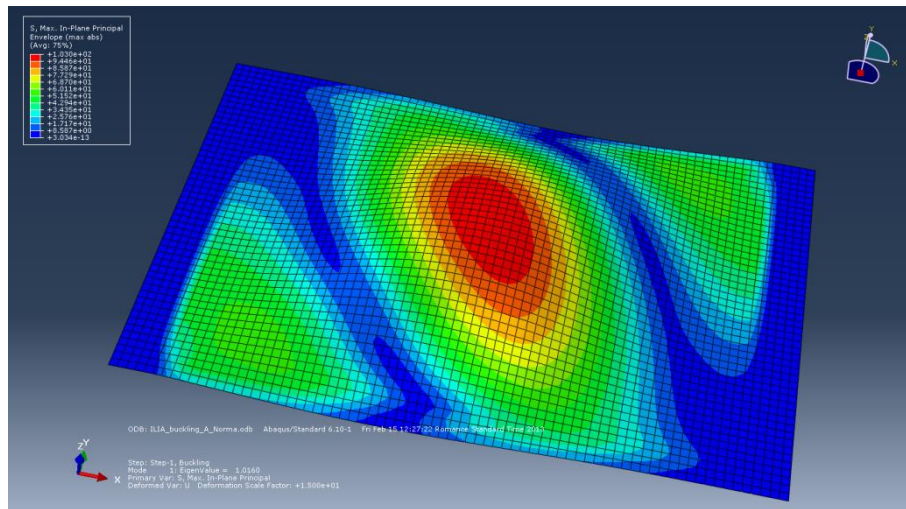


Figura 4-14: Resultado del primer modo de pandeo en probetas de 1,472 mm ensayadas con el útil de la norma

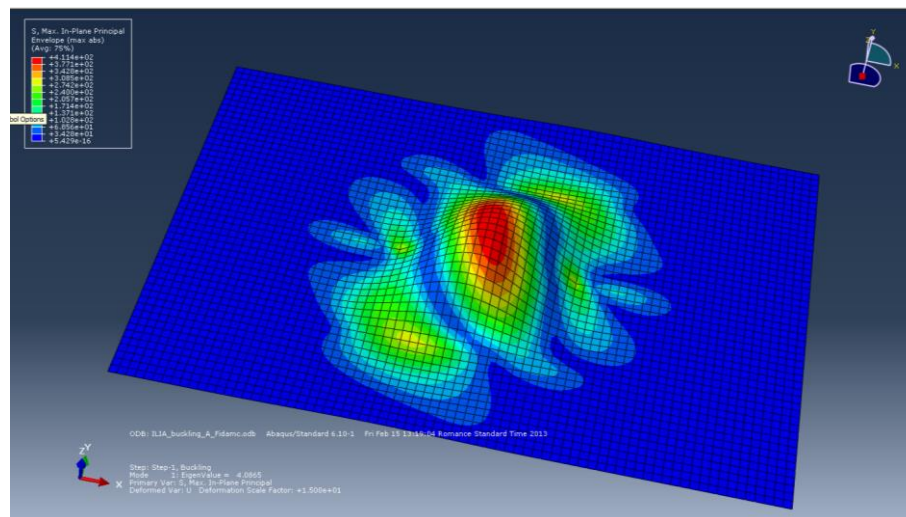


Figura 4-15: Resultado del primer modo de pandeo en probetas de 1,472 mm ensayadas con el nuevo útil diseñado

Tras las simulaciones realizadas, finalmente, los nervios intermedios se posicionaron como se mostró en la Figura 4-11.

En primer lugar se observa que a mayor número de nervios, mayor carga crítica de pandeo y, por lo tanto, se podrían ensayar probetas de espesores menores. Sin embargo, dado que es necesario dejar una zona sin soportar para permitir la progresión de daño, existe un compromiso entre el número de nervios verticales, dicho espacio y el espesor mínimo de las probetas a ensayar sin que se produzca el pandeo.

4.2.4. Diseño de detalle

Como se ha visto, la solución desarrollada es un útil con nervios verticales que disminuyen la longitud corta de pandeo aumentando, de esta forma, la carga crítica de pandeo.

La Figura 4-16 muestra el despiece del útil desarrollado, que comprende dos placas, una fijada a la base y otra que puede deslizarse paralelamente por medio de unas fijas. La probeta se coloca entre ambas placas (Figura 4-17) estando así apoyada en todos los nervios verticales de las mismas y en la parte plana inferior. Los nervios quedan enfrentados entre sí. Las fijas y tornillos sirven para separar y acercar la placa móvil. Para permitir un fácil deslizamiento se utilizó grasa, baselina u otro tipo de lubricante.

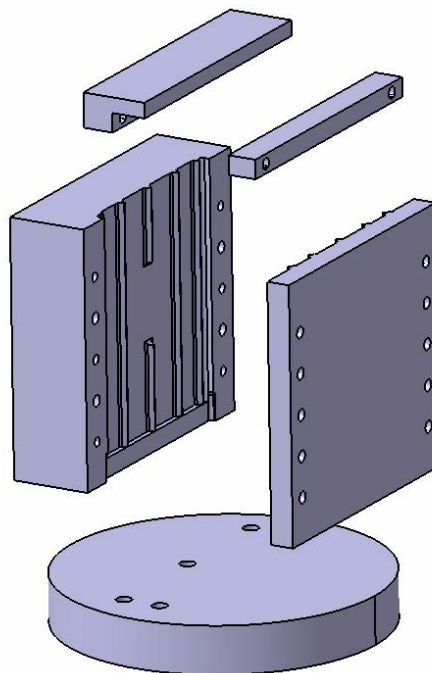


Figura 4-16: Útil desarrollado de CAI para laminados delgados

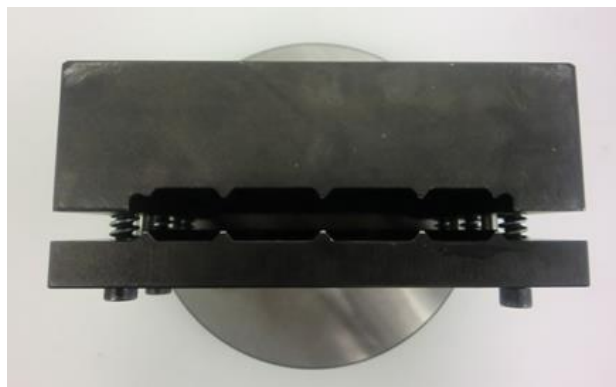


Figura 4-17: Vista superior del útil desarrollado con nervios verticales que soportan la probeta a ambos lados



Figura 4-18: Parte superior del útil desarrollado

Mediante el elemento de fijación superior (Figura 4-18) se proporciona apoyo al borde superior de la probeta para eliminar la posibilidad de que se produzca pandeo local en esa zona durante la aplicación de la carga y evitar que se abran las fibras en el borde por la compresión local. Tanto la fijación superior e inferior serán planas de 10 mm de altura, de forma que los apoyos se acerquen a la condición de empotramiento. Entre el elemento superior y las placas se ha dejado un hueco de 6 mm que permite la deformación durante la compresión (Figura 4-19).

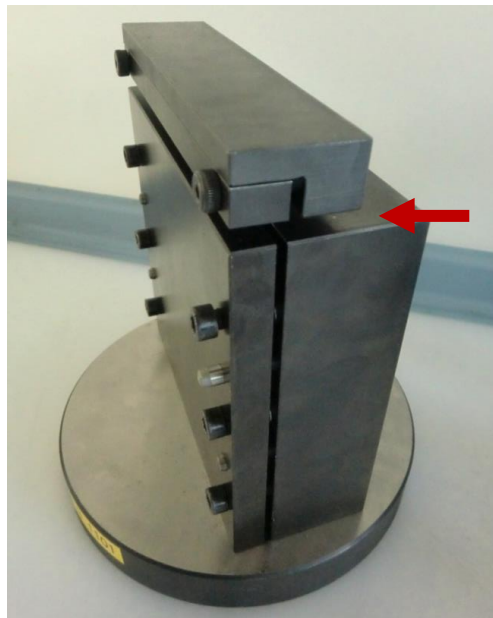


Figura 4-19: Espacio existente entre la parte superior y la inferior

Los nervios tienen filo de cuchillo para minimizar el rozamiento, dada su poca superficie de contacto. Se barajó la posibilidad de utilizar teflón para minimizar el rozamiento, aunque finalmente se utilizó metal para aumentar la robustez y durabilidad del útil.

Las zonas planas inferiores fueron mecanizadas simultáneamente a los nervios, formando un plano, para asegurar que la probeta que apoya por igual en todos ellos (Figura 4-20). Por otro lado, la parte superior de los nervios está redondeada para evitar que éstos se claven en la probeta (Figura 4-21 y 4-22) y evitar daño al operario por tener esquinas demasiado afiladas.



Figura 4-20: Nervios de la placa fija con hueco central para evitar la interferencia con el daño

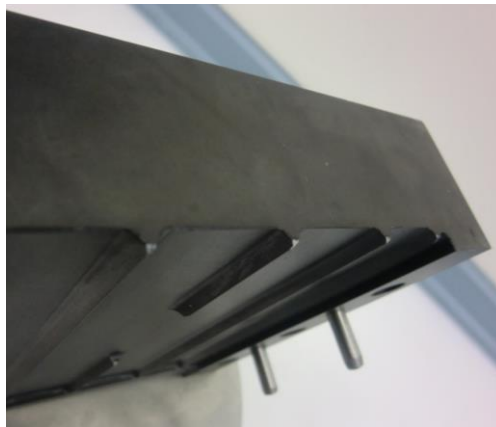


Figura 4-21: Redondeo superior de los nervios verticales



Figura 4-22: Nervios limados para evitar enclavamientos

Debido al mecanismo de progresión de daño (ver apartado 2.3.2.) es necesario dejar un hueco libre para el daño producido por el impacto, por ello, el útil concreto tiene cinco nervios, estando el central interrumpido en ambas placas. La zona libre que queda, con dicho nervio central cortado, es mayor que el daño para que los nervios no interfieran con la progresión de daño (Figura 4-23). De esta forma no se restringen las tensiones fuera del plano en los límites de la delaminación.



Figura 4-23: Hueco en la placa móvil para permitir la progresión de daño

En la zona dañada de las probetas impactadas no se puede instrumentar directamente, pero el dispositivo desarrollado permite instrumentar la probeta entre nervios para comprobar la correcta aplicación de carga, o previamente en una probeta sin daño en la zona central para verificar que no pandea. La altura de los nervios triangulares (3 mm) hace posible la instalación de las galgas extensiométricas sin necesidad de realizar ventanas de acceso para sacar los cables.

El montaje sobre la máquina de ensayos es sencillo puesto que sólo implica su colocación sobre el plato de compresión inferior. La base circular tiene un saliente perimetral en la parte inferior como se observa en la Figura 4-24. Con ello, se consigue encajar el útil en el plato inferior de la máquina de ensayos universal para que quede posicionada y evitar que pueda desplazarse o salirse; así el útil queda colocado concéntrico con el plano y, por lo tanto, la seguridad es mayor.

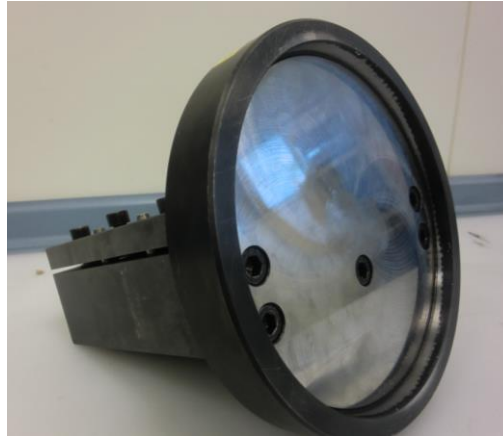


Figura 4-24: Base con saliente perimetral

El material con el que se fabricó el útil fue acero F114/1140. Una vez fabricado, se efectuó un pavonado para evitar su corrosión. Además, la base se sometió a un tratamiento térmico, fue templada y cementada para aumentar su dureza superficial y evitar así el enclavamiento de las probetas.

Se buscó que el modo de fallo no se produjera en la zona de aplicación de la carga, y que no aparecieran aplastamientos locales ni pandeos en los bordes libres. Se utilizaron tolerancias de planitud y paralelismo muy ajustadas, de $\pm 0,02$ mm. Esto es necesario para asegurar una correcta alineación de la carga para no falsear los resultados y, especialmente, para no introducir una flexión indeseada en el espécimen de ensayo.

Para la utilización de este dispositivo se necesitan probetas como las de la norma, lo que hace al útil más fácilmente industrializable y los resultados comparables entre sí. El peso teórico del diseño (Figura 4-25), considerando una densidad media del material de aproximadamente 7800 Kg/m^3 y sin contar fijas ni tornillos, sería de 9,106 Kg. El peso total del útil una vez fabricado y montado alcanzó los 9,2 Kg. Dicho peso no es muy elevado en comparación a otros útiles con la misma finalidad, lo cual facilita su manejo.

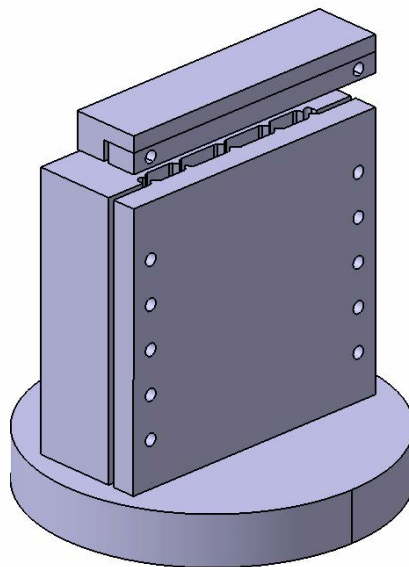


Figura 4-25: Diseño del útil desarrollado

Como control de calidad, tras la fabricación del útil se realizó una verificación dimensional obteniendo un certificado de conformidad del útil fabricado con los planos correspondientes cumpliendo las estrechas tolerancias requeridas.

4.3. Validación experimental del útil desarrollado

A continuación se presenta la validación experimental de la nueva metodología mediante la comparación de los resultados obtenidos con el nuevo útil frente a los obtenidos con el útil de la norma para probetas de un espesor permitido por la norma.

4.3.1. *Procedimiento de validación mediante probetas estandarizadas*

El objetivo principal del desarrollo del nuevo útil era que permitiera realizar ensayos CAI también de laminados delgados, obteniendo resultados de resistencia residual mayores que con el útil de la norma. Sin embargo, para cumplir este objetivo, previamente, era necesario que los resultados con el nuevo útil al ensayar laminados con espesores mayores a 4 mm, que son los permitidos por la norma, fueran similares que al ensayar mediante el útil de la norma. De esta forma se verificaría que la nueva metodología funcionaba adecuadamente.

Por ello, para validar el útil desarrollado, se efectuaron una serie de ensayos a CAI con impactos a diferentes energías comparando los resultados obtenidos al ensayar con el nuevo útil con los obtenidos mediante el útil de la norma. Además, se trató de verificar que los modos de fallo no aceptables fueron eliminados o minimizados.

Se ensayaron a CAI un total de 64 probetas de 4,416 mm de espesor, a presión y temperatura ambiente. Primero, se ensayaron 6 sin impactar con cada uno de los dos útiles. Además, para cada útil, se ensayaron entre 5 y 6 probetas impactadas a cada una de las 5 energías de impacto seleccionadas: $E_1 = 15$ J, $E_2 = 25$ J, $E_3 = 35$ J, $E_4 = 45$ J y $E_5 = 55$ J. De esta forma se pudo obtener con 6 puntos la curva de la resistencia residual frente a la energía de impacto de los dos útiles. Todas las probetas tenían unas dimensiones de 100 mm x 150 mm y cumplían las tolerancias especificadas por la norma.

Concretamente, se realizaron probetas con 24 telas de 0,184 mm de espesor, con un laminado cuasi-isótropo como queda especificado por la norma ASTM D 7137 (2007): [(45, 0, -45, 90)₃]S. Se ensayaron el mismo número de probetas con el útil de la norma (Figura 4-26) y con el útil desarrollado (Figura 4-25) para que, a través de las curvas, los dos útiles fueran fácilmente comparables.

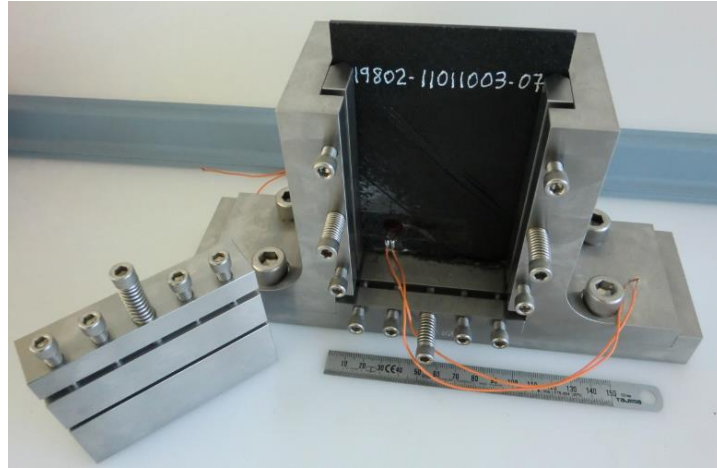


Figura 4-26: Útil de la norma ASTM D 7137

4.3.2. Preparación de los especímenes de ensayo

El material empleado para los ensayos de validación fue, de nuevo, el AS4/8552. Se fabricaron paneles de fibra de carbono con resina epoxi mediante encintado automático de cinta pre-impregnada unidireccional de 300 mm y se curó en autoclave, con el mismo procedimiento explicado en el capítulo 3 para los ensayos de impacto.

Se fabricó un panel de 4,416 mm de espesor nominal, de dimensión 1500 mm x 1100 mm utilizando una secuencia de apilamiento cuasi-isótropa [(45, 0, -45, 90)3]S, siendo la dirección 0° paralela a la dirección de aplicación de la carga. Estas probetas cumplían con las especificaciones de la norma ASTM D 7137 (2007) en lo relativo a su espesor. Como habitualmente, se realizó una inspección ultrasónica de forma que se verificó que el panel estaba correcto y que no tenía defectos previos.

El útil desarrollado para laminados delgados se diseñó para que las probetas a ensayar tuvieran las mismas dimensiones que las del útil de la norma ASTM y, por lo tanto, las dimensiones y tolerancias que deben cumplir las probetas a ensayar con el útil desarrollado son las mismas que con el útil de la norma y se presentan en la Figura 4-27. Se observa que las tolerancias de paralelismo y perpendicularidad necesarias de las probetas son muy estrechas (0,02 mm) para que la entrada de carga sea correcta, por lo que después del corte las probetas fueron rectificadas.

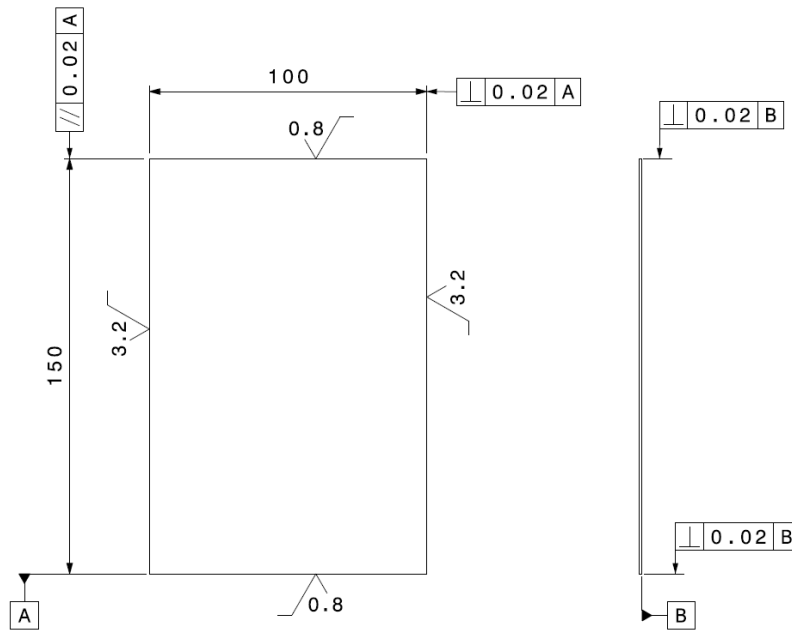


Figura 4-27: Dimensiones y tolerancias de las probetas a ensayar

4.3.3. Impactos realizados en las probetas de CAI

Una vez preparados los especímenes para el ensayo, se impactaron con una torre de caída libre según el método definido por la ASTM D 7136 (2015), de la misma forma que en el capítulo 3. Una vez dañadas las probetas se inspeccionaron de nuevo por ultrasonidos.

Las tablas de la 4-3 a la 4-12 presentan los resultados de los ensayos de impacto realizados a diferentes energías. Las probetas que posteriormente fueron ensayadas a CAI con el útil de la norma tienen la denominación “DN” y las que fueron ensayadas con el útil desarrollado tienen la denominación “DF”.

PROBETA		IMPACTO	DAÑO			
ID	Espesor (mm)		Indentación (mm)	Dimensión del daño		Área (mm ²)
		Energía (J)		centro (mmxmm)	vela (mm)	
DN-15-1	4,49	15	0,115	40 x 31	*	845,3
DN-15-2	4,52	15	0,134	38 x 32	*	854,1
DN-15-3	4,50	15	0,119	38 x 30	*	831,1
DN-15-4	4,47	15	0,165	42 x 30	*	926,2
DN-15-5	4,52	15	0,169	36 x 29	*	764,4

Tabla 4-3: Resultados de los ensayos de impacto a 15 J (probetas a ensayar con el útil de la norma)

PROBETA		IMPACTO	DAÑO			
ID	Espesor (mm)	Energía (J)	Indentación (mm)	Dimensión del daño		Área (mm ²)
				centro (mmxmm)	vela (mm)	
DF-15-1	4,49	15	0,150	38 x 33	*	889,0
DF-15-2	4,48	15	0,147	39 x 31	*	861,7
DF-15-3	4,50	15	0,168	41 x 32	*	1034,5
DF-15-4	4,50	15	0,151	47 x 31	*	947,0
DF-15-5	4,52	15	0,138	41 x 32	*	953,6

Tabla 4-4: Resultados de los ensayos de impacto a 15 J (probetas a ensayar con el útil desarrollado)

PROBETA		IMPACTO	DAÑO			
ID	Espesor (mm)	Energía (J)	Indentación (mm)	Dimensión del daño		Área (mm ²)
				centro (mmxmm)	vela (mm)	
DN-25-1	4,45	25	0,550	36 x 33	80	1357,1
DN-25-2	4,50	25	0,460	43 x 35	75	1395,4
DN-25-3	4,50	25	0,580	47 x 41	86	1922,4
DN-25-4	4,48	25	0,539	42 x 36	78	1416,1
DN-25-5	4,53	25	0,498	35 x 33	75	1259,8

Tabla 4-5: Resultados de los ensayos de impacto a 25 J (probetas a ensayar con el útil de la norma)

PROBETA		IMPACTO	DAÑO			
ID	Espesor (mm)	Energía (J)	Indentación (mm)	Dimensión del daño		Área (mm ²)
				centro (mmxmm)	vela (mm)	
DF-25-1	4,49	25	0,510	39 x 33	80	1450,0
DF-25-2	4,46	25	0,515	36 x 34	77	1363,6
DF-25-3	4,51	25	0,472	38 x 37	84	1537,5
DF-25-4	4,50	25	0,479	43 x 37	78	1435,8
DF-25-5	4,50	25	0,440	46 x 37	84	1525,5

Tabla 4-6: Resultados de los ensayos de impacto a 25 J (probetas a ensayar con el útil desarrollado)

PROBETA		IMPACTO	DAÑO			
ID	Espesor (mm)	Energía (J)	Indentación (mm)	Dimensión del daño		Área (mm ²)
				centro (mmxmm)	vela (mm)	
DN-35-1	4,52	35	1,037	49 x 43	111	2133,5
DN-35-2	4,52	35	1,108	41 x 35	108	1824,0
DN-35-3	4,50	35	1,177	40 x 40	110	1839,3
DN-35-4	4,52	35	1,185	45 x 35	113	1935,6
DN-35-5	4,50	35	1,383	44 x 37	106	1949,8
DN-35-6	4,52	35	1,151	44 x 35	107	1970,6

Tabla 4-7: Resultados de los ensayos de impacto a 35 J (probetas a ensayar con el útil de la norma)

PROBETA		IMPACTO	DAÑO			
ID	Espesor (mm)	Energía (J)	Indentación (mm)	Dimensión del daño		Área (mm ²)
				centro (mmxmm)	vela (mm)	
DF-35-1	4,51	35	1,161	37 x 38	110	1892,9
DF-35-2	4,52	35	1,060	38 x 35	110	1974,9
DF-35-3	4,53	35	1,240	41 x 39	110	2122,6
DF-35-4	4,52	35	1,059	40 x 38	108	2085,4
DF-35-5	4,51	35	1,191	34 x 32	109	1865,6
DF-35-6	4,47	35	1,323	37 x 32	108	1841,5

Tabla 4-8: Resultados de los ensayos de impacto a 35 J (probetas a ensayar con el útil desarrollado)

PROBETA		IMPACTO	DAÑO			
ID	Espesor (mm)	Energía (J)	Indentación (mm)	Dimensión del daño		Área (mm ²)
				centro (mmxmm)	vela (mm)	
DN-45-1	4,55	45	1,692	44 x 37	112	2304,1
DN-45-2	4,48	45	2,480	43 x 38	120	2623,4
DN-45-3	4,47	45	2,084	49 x 40	110	2283,3
DN-45-4	4,52	45	1,811	39 x 40	117	2487,8
DN-45-5	4,54	45	1,870	40 x 39	115	2539,2

Tabla 4-9: Resultados de los ensayos de impacto a 45 J (probetas a ensayar con el útil de la norma)

PROBETA		IMPACTO	DAÑO			
ID	Espesor (mm)	Energía (J)	Indentación (mm)	Dimensión del daño		Área (mm ²)
				centro (mmxmm)	vela (mm)	
DF-45-1	4,48	45	1,740	43 x 35	119	2364,2
DF-45-2	4,52	45	1,724	44 x 34	118	2406,9
DF-45-3	4,49	45	1,750	38 x 38	119	2253,8
DF-45-4	4,47	45	2,020	37 x 35	124	2479,1
DF-45-5	4,49	45	1,920	36 x 35	120	2484,5

Tabla 4-10: Resultados de los ensayos de impacto a 45 J (probetas a ensayar con el útil desarrollado)

PROBETA		IMPACTO	DAÑO			
ID	Espesor (mm)	Energía (J)	Indentación (mm)	Dimensión del daño		Área (mm ²)
				centro (mmxmm)	vela (mm)	
DN-55-1	4,52	55	3,412	43 x 39	**	***
DN-55-2	4,53	55	3,280	45 x 39	130	2955,8
DN-55-3	4,55	55	3,299	43 x 30	**	***
DN-55-4	4,55	55	3,445	42 x 41	**	***
DN-55-5	4,52	55	3,590	42 x 38	**	***

Tabla 4-11: Resultados de los ensayos de impacto a 55 J (probetas a ensayar con el útil de la norma)

PROBETA		IMPACTO	DAÑO			
ID	Espesor (mm)	Energía (J)	Indentación (mm)	Dimensión del daño		Área (mm ²)
				centro (mmxmm)	vela (mm)	
DF-55-1	4,54	55	3,190	43 x 40	**	***
DF-55-2	4,53	55	2,952	45 x 40	**	***
DF-55-3	4,47	55	3,710	40 x 42	123	2885,9
DF-55-4	4,48	55	3,682	43 x 41	**	***
DF-55-5	4,54	55	3,671	45 x 40	**	***

Tabla 4-12: Resultados de los ensayos de impacto a 55 J (probetas a ensayar con el útil desarrollado)

* No existe vela debido a que a baja energía de impacto la delaminación producida es más redondeada.

** El área delaminada alcanza el borde de la probeta, por lo que el tamaño de la vela no se puede determinar.

*** El área delaminada tampoco se puede medir con exactitud por alcanzar el borde de la probeta. Se estima que son del orden de 3000 mm².

4.3.4. Procedimiento general del ensayo de CAI y descripción de los equipos utilizados

El ensayo de compresión después de impacto consiste en el registro y medida de la deformación longitudinal de una probeta pre-impactada como una función de la fuerza aplicada durante un ensayo de compresión llevado a cabo a velocidad constante hasta el fallo. Principalmente se obtendrá la resistencia residual a compresión después de impacto. El anexo 1 muestra un resumen del procedimiento utilizado, similar al especificado por la norma ASTM D 7137 (2007).

A continuación se detallan los equipos de ensayos utilizados para realizar los ensayos mecánicos de compresión después de impacto. Además de los útiles concretos de CAI para soportar las probetas, los principales instrumentos utilizados necesarios para el ensayo fueron la máquina de ensayos universal y la torre de caída con el impactador, explicada en el capítulo anterior.

La máquina de ensayos debe tener una cabeza estacionaria y móvil. Se deben utilizar platos de carga planos y un camino corto de carga. Además, la máquina de ensayos debe ser instalada con un buen alineamiento, con platos planos sujetos. Las superficies de los platos deben ser paralelas con una precisión de 0,025 mm. La colocación del dispositivo de ensayos se realizó entre los platos planos de la máquina de ensayos, teniendo cuidado de alinear el eje vertical del útil con la dirección de ensayo.

El mecanismo de funcionamiento de la máquina de ensayos debe ser capaz de darle a la cabeza móvil una velocidad controlada con respecto a la cabeza estacionaria. El sensor de fuerza de la máquina de ensayos debe indicar la fuerza total aplicada sobre la probeta con una precisión en el rango de interés de la fuerza con un 1% del valor indicado. Este aparato debe ser esencialmente libre de retardos de inercia. Además, la máquina de ensayos debe ser capaz de monitorizar y grabar el desplazamiento con una precisión de al menos $\pm 1\%$.

Los ensayos con cargas por debajo de los 100 KN se llevaron a cabo en la máquina de ensayos universal SERVOSIS, en el laboratorio mecánico de FIDAMC, calibrada de acuerdo a la clase 1 de la ISO 7500-1 (2015). La célula de carga utilizada fue de 15 toneladas. Los ensayos con una carga máxima estimada de rotura superior se ensayaron en la máquina de la Universidad Carlos III de Madrid. Se utilizó la máquina universal Instron del departamento de Mecánica de Medios Continuos y Teoría de Estructuras equipada con una célula de carga de 25 toneladas.

Todos los ensayos de CAI se realizaron en máquinas de ensayos universales, con una precisión en la escala de cargas de 1%, y a una velocidad de 0,5 mm/min. Las condiciones en las que se llevaron a cabo los ensayos fueron RT/AR ("room temperatura/ as received"), por ser éstas las condiciones normalizadas. De cada ensayo se obtuvo el registro carga-desplazamiento. La resistencia residual (MPa) es la carga de rotura dividida entre el área transversal de la probeta. El área transversal de cada probeta es conocida puesto que se midió previamente el ancho y el espesor real.

Si la medida de las deformaciones se lleva a cabo, la deformación longitudinal debe ser medida simultáneamente en tres o cuatro lugares (dos posicionadas en caras opuestas de la probeta) para ayudar en la comprobación de la aplicación de compresión pura y para detectar flexión o pandeo si lo hay. El mismo tipo de transductor de deformaciones debe ser utilizado para todas las mediciones en cada probeta. Además, se requirió un equipo de adquisición de resultados capaz de grabar la fuerza, el desplazamiento, y las deformaciones en su caso.

En el caso de que se utilicen galgas extensiométricas se puede obtener directamente la curva tensión (MPa) - deformación ($\mu\epsilon$). Para obtener la deformación se debe tener en cuenta la ecuación (4-7), siendo en esta ocasión el factor de galga $K_g = 2,10$ (error 1%), $L_0 = 6$ mm la longitud inicial y $R_0 = 120 \pm 0,3 \Omega$ la resistencia inicial.

$$\epsilon = \frac{\Delta L}{L_0} = K_g \cdot \frac{\Delta R}{R_0} \quad (4-7)$$

Debido al alto coste que supone colocar galgas extensiométricas en todas las probetas a ensayar, se colocaron sólo en los casos más interesantes. En los ensayos en los que se utilizaron 4 galgas, se situaron dos por la cara impactada y otras dos enfrentadas por la cara opuesta (Figura 4-28). En otros casos se colocaron tan sólo 3 de esas 4 galgas.

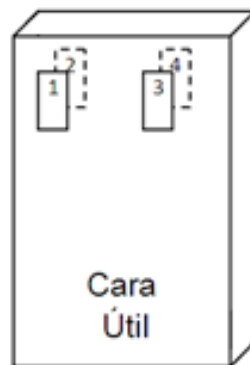


Figura 4-28: Disposición de las galgas extensiométricas sobre las probetas

Todas las galgas fueron posicionadas orientadas paralelas a la dirección de la carga con una tolerancia de $\pm 1^\circ$ para medir la deformación longitudinal. Para calcular el valor de deformación longitudinal se toma la media de los valores de deformación en las caras opuestas de la probeta. Según la norma, el útil se considera válido si, para una media de 3000 microdeformaciones, las galgas miden dentro de un 10% de tolerancia (ver Anexo 1).

Las galgas posicionadas en la misma cara de la probeta sirven para observar si la carga está aplicada de forma simétrica en el lado izquierdo y derecho de la probeta. Por otro lado, las galgas que están en la misma posición en caras opuestas son útiles para verificar que no se produce el pandeo de la probeta.

Si a cualquier nivel de deformación aparece flexión, las deformaciones medidas por las galgas en cada superficie no serán iguales. La divergencia rápida de las lecturas de

deformaciones en las caras opuestas de la probeta es indicativo del comienzo de la inestabilidad del panel. Se puede calcular un porcentaje de flexión mediante la ecuación (4-8), donde ε_1 es la deformación de la galga de una cara y ε_2 es la deformación de la galga de la cara opuesta.

$$\text{Porcentaje de flexión} = \frac{\varepsilon_1 - \varepsilon_2}{\varepsilon_1 + \varepsilon_2} \cdot 100 \quad (4-8)$$

Este porcentaje debe mantenerse por debajo de un 10%, puesto que el inicio de la inestabilidad del panel o la flexión excesiva invalida el ensayo (ASTM D 7137, 2007). El signo del porcentaje calculado indica el sentido en la que la flexión está ocurriendo.

El posicionamiento de las galgas extensiométricas depende de cada tipo de probeta, en función del útil de CAI que se utilice para realizar el ensayo. La Figura 4-29 muestra el posicionamiento de la instrumentación en cada caso. Según la norma, las galgas extensiométricas deben ser colocadas a 25 mm de los bordes superior y lateral, tanto en la izquierda como en la derecha y a ambos lados de la probeta. Para el útil desarrollado, existe la limitación de los nervios para la colocación de las galgas, pero esto no supone ningún problema, pues se colocarán a 37 mm del borde lateral y a 25 mm del superior. Además, los cables se sacan por la parte superior, por el espacio que queda entre las placas superiores e inferiores del útil.

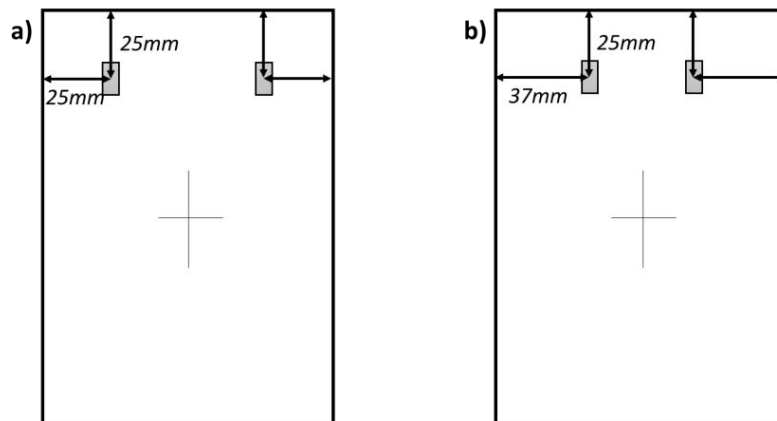


Figura 4-29: Posicionamientos de las galgas extensiométricas en las probetas a ensayar con el útil: a) de la norma, b) desarrollado

4.3.5. Comparación de resultados y validación

Se ensayaron 64 probetas de 4,416 mm de espesor, espesor recomendado por la norma ASTM D 7137 (2007), 32 con cada útil. Se obtuvo la resistencia residual para 5 energías de impacto diferentes y para probetas sin impactar. Las tablas de la 4-13 a la 4-18 muestran los resultados de los ensayos de CAI con el útil de la norma ASTM y las tablas de la 4-19 a la 4-24 los obtenidos con el útil desarrollado.

Probeta	Ancho (mm)	Espesor (mm)	Longitud (mm)	Carga max. (KN)	σ (MPa)
DN-00-1	100,05	4,52	150,06	190,15	421
DN-00-2	100,01	4,55	150,04	191,29	420
DN-00-3	100,04	4,55	150,06	190,51	419
DN-00-4	100,03	4,55	150,04	191,53	421
DN-00-5	100,03	4,56	150,02	191,78	421
DN-00-6	100,03	4,55	150,03	190,96	420

Tabla 4-13: Resultados de los ensayos de CAI con el útil de la norma ASTM D 7137 de probetas de 4,416 mm sin impactar

Probeta	Ancho (mm)	Espesor (mm)	Longitud (mm)	Carga max. (KN)	σ (MPa)
DN-15-1	100,01	4,5	150,06	88,50	197
DN-15-2	100,03	4,53	150,04	87,77	194
DN-15-3	100,03	4,5	150,02	93,39	207
DN-15-4	100,02	4,47	150,03	101,31	227
DN-15-5	100,03	4,52	150,04	99,40	220

Tabla 4-14: Resultados de los ensayos de CAI con el útil de la norma ASTM D 7137 de probetas de 4,416 mm impactadas a 15 J

Probeta	Ancho (mm)	Espesor (mm)	Longitud (mm)	Carga max. (KN)	σ (MPa)
DN-25-1	100,02	4,45	150,03	77,16	173
DN-25-2	100,03	4,5	150,03	82,89	184
DN-25-3	100,03	4,5	150,02	73,43	163
DN-25-4	100,03	4,48	150,03	81,33	181
DN-25-5	100,05	4,53	150,06	85,13	188

Tabla 4-15: Resultados de los ensayos de CAI con el útil de la norma ASTM D 7137 de probetas de 4,416 mm impactadas a 25 J

Probeta	Ancho (mm)	Espesor (mm)	Longitud (mm)	Carga max. (KN)	σ (MPa)
DN-35-1	100,02	4,52	150,01	77,62	172
DN-35-2	100,02	4,52	150,03	78,93	174
DN-35-3	100,02	4,5	150,03	79,38	177
DN-35-4	100,02	4,52	150,03	75,18	166
DN-35-5	100,02	4,5	150,03	76,08	169
DN-35-6	100,02	4,52	150,03	76,57	169

Tabla 4-16: Resultados de los ensayos de CAI con el útil de la norma ASTM D 7137 de probetas de 4,416 mm impactadas a 35 J

Probeta	Ancho (mm)	Espesor (mm)	Longitud (mm)	Carga max. (KN)	σ (MPa)
DN-45-1	100,02	4,55	150,13	76,24	168
DN-45-2	100,02	4,48	150,03	71,43	159
DN-45-3	99,99	4,45	150,03	73,23	165
DN-45-4	100,00	4,53	150,04	75,68	167
DN-45-5	100,05	4,54	150,06	73,49	162

Tabla 4-17: Resultados de los ensayos de CAI con el útil de la norma ASTM D 7137 de probetas de 4,416 mm impactadas 45 J

Probeta	Ancho (mm)	Espesor (mm)	Longitud (mm)	Carga max. (KN)	σ (MPa)
DN-55-1	100,03	4,52	150,02	72,22	160
DN-55-2	100,00	4,53	150,01	60,93	134
DN-55-3	100,00	4,55	150,01	72,18	158
DN-55-4	100,01	4,55	150,01	69,18	152
DN-55-5	100,01	4,52	150,01	64,56	143

Tabla 4-18: Resultados de los ensayos de CAI con el útil de la norma ASTM D 7137 de probetas de 4,416 mm impactadas a 55 J

Probeta	Ancho (mm)	Espesor (mm)	Longitud (mm)	Carga max. (KN)	σ (MPa)
DF-00-1	100,03	4,61	150,03	192,75	418
DF-00-2	100,02	4,54	150,03	160,83	354
DF-00-3	100,02	4,69	150,03	176,52	376
DF-00-4	100,03	4,56	150,04	179,63	394
DF-00-5	100,03	4,55	150,04	194,22	427
DF-00-6	100,03	4,55	150,03	181,68	399

Tabla 4-19: Resultados de los ensayos de CAI con el útil desarrollado de probetas de 4,416 mm sin impactar

Probeta	Ancho (mm)	Espesor (mm)	Longitud (mm)	Carga max. (KN)	σ (MPa)
DF-15-1	100,01	4,49	149,99	101,40	226
DF-15-2	100,00	4,48	150,01	102,80	229
DF-15-3	100,03	4,50	150,00	100,16	223
DF-15-4	100,02	4,50	150,00	103,09	229
DF-15-5	100,00	4,52	150,00	96,99	215

Tabla 4-20: Resultados de los ensayos de CAI con el útil desarrollado de probetas de 4,416 mm impactadas a 15 J

Probeta	Ancho (mm)	Espesor (mm)	Longitud (mm)	Carga max. (KN)	σ (MPa)
DF-25-1	100,02	4,49	150,01	81,73	182
DF-25-2	100,00	4,46	150,00	87,62	197
DF-25-3	100,02	4,51	150,03	92,72	206
DF-25-4	100,01	4,50	150,01	91,48	203
DF-25-5	100,00	4,50	150,00	89,54	199

Tabla 4-21: Resultados de los ensayos de CAI con el útil desarrollado de probetas de 4,416 mm impactadas a 25 J

Probeta	Ancho (mm)	Espesor (mm)	Longitud (mm)	Carga max. (KN)	σ (MPa)
DF-35-1	100,00	4,51	150,00	83,27	185
DF-35-2	100,01	4,52	150,01	86,99	192
DF-35-3	100,01	4,53	150,01	86,78	192
DF-35-4	100,00	4,52	150,01	84,77	188
DF-35-5	100,01	4,51	150,00	86,32	191
DF-35-6	100,03	4,46	150,01	90,18	202

Tabla 4-22: Resultados de los ensayos de CAI con el útil desarrollado de probetas de 4,416 mm impactadas a 35 J

Probeta	Ancho (mm)	Espesor (mm)	Longitud (mm)	Carga max. (KN)	σ (MPa)
DF-45-1	100,01	4,48	150,00	87,68	196
DF-45-2	100,00	4,52	150,01	87,22	193
DF-45-3	100,01	4,49	150,01	85,46	190
DF-45-4	100,01	4,47	150,00	84,43	189
DF-45-5	100,00	4,49	150,03	91,73	204

Tabla 4-23: Resultados de los ensayos de CAI con el útil desarrollado de probetas de 4,416 mm impactadas a 45 J

Probeta	Ancho (mm)	Espesor (mm)	Longitud (mm)	Carga max. (KN)	σ (MPa)
DF-55-1	100,01	4,54	150,01	79,02	174
DF-55-2	100,03	4,53	150,02	92,00	203
DF-55-3	100,00	4,47	150,00	75,35	168
DF-55-4	100,01	4,48	150,00	71,89	160
DF-55-5	100,00	4,54	150,01	83,97	185

Tabla 4-24: Resultados de los ensayos de CAI con el útil desarrollado de probetas de 4,416 mm impactadas a 55 J

Se realizó una comparación de los resultados de los ensayos a CAI obtenidos mediante el útil desarrollado frente a los conseguidos con el útil de la norma ASTM con la finalidad de validar el nuevo procedimiento.

En la Tabla 4-25 se muestran un resumen con los valores medios y la desviación estándar. La dispersión de los resultados es similar en las probetas ensayadas con ambos útiles, siendo el coeficiente de variación menor al 9,5% si se utiliza el útil desarrollado y de un 7,5% si se utiliza el útil ASTM.

Energía de impacto	Resistencia a CAI (MPa)	
	Útil desarrollado	Útil de la norma ASTM
0	402,8 ± 26,9	420,3 ± 0,8
15 J	224,4 ± 5,8	209,0 ± 14,3
25 J	197,4 ± 9,3	177,8 ± 9,9
35 J	191,7 ± 5,8	171,2 ± 4,0
45 J	194,4 ± 6,0	164,2 ± 3,7
55 J	178,0 ± 9,4	149,4 ± 10,9

Tabla 4-25: Resistencia residual de las probetas de 4,416 mm de espesor impactadas a diferentes energías

En la Figura 4-30 se representan los valores de resistencia residual normalizados con el valor de resistencia para probetas sin daño obtenido con el útil de la norma ASTM. A medida que aumenta la energía de impacto, la resistencia residual disminuye. Se observa una caída inicial muy importante, alrededor del 50% para los daños no detectables analizados (alcanzando entre un 45% y un 50% para energías de impacto de 15 J y alrededor del 55% para 25 J); luego, la curva de resistencia residual se estabiliza bastante, suponiendo una caída entre el 55% y 60% impactos a E_{BVID} y llegando a valores del decremento de un 60% o un poco superiores para 55 J.

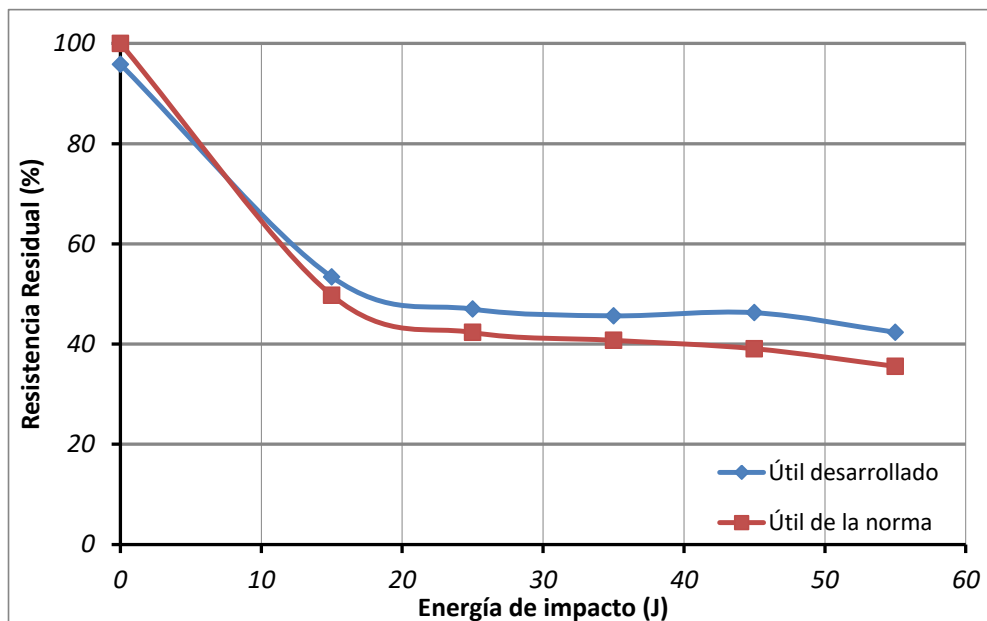


Figura 4-30: Comparación entre los resultados obtenidos con el nuevo útil desarrollado y con el útil de la norma para varias energías de impacto, para un espesor de 4,416 mm

Se comprueba, mediante la comparación de ambas curvas (Figura 4-30), que los valores de resistencia residual obtenidos con ambos útiles para probetas de 4,416 mm son similares para todas energías de impacto estudiadas (se encuentra una diferencia máxima de un 16% en los ensayos realizados).

Por otro lado, las Figuras 4-31 y 4-32 muestran las deformaciones medidas por las galgas al ensayar probetas sin impacto con cada útil. Al calcular los porcentajes de flexión por medio de la ecuación (4-7), se obtiene 8,8% para el útil de la norma y 6,7% para el útil desarrollado.

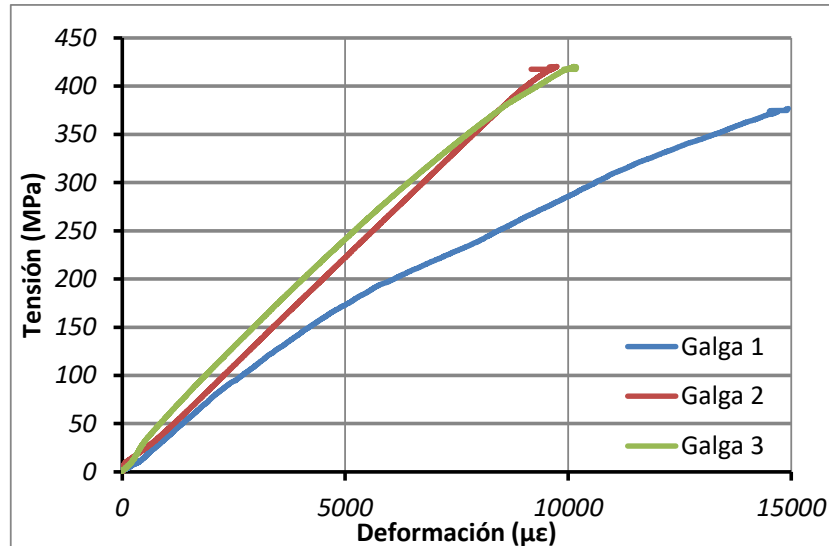


Figura 4-31: Registro de las galgas extensiométricas en una probeta tipo (DN-00-1) ensayada con el útil de la norma ASTM

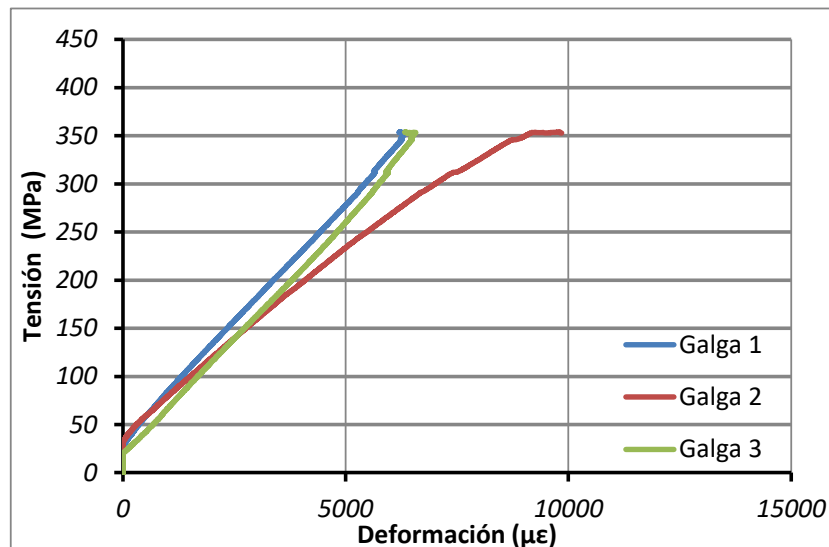


Figura 4-32: Registro de las galgas extensiométricas en una probeta tipo (DF-00-2) ensayada con el útil desarrollado

Dado que para este espesor de probeta no se produce pandeo con ninguno de los dos útiles y que en ningún caso ha habido interferencia con la progresión de daño, se han obtenido valores de resistencia residual similares.

El análisis de las medidas de deformación muestra que no aparece pandeo sobre las probetas ensayadas en ambos útiles, siendo la deformación a rotura similar. De los ensayos se obtuvo un módulo efectivo de 43,4 GPa de media para las probetas ensayadas con el útil de la norma y de 43,6 GPa para las ensayadas con el nuevo útil. Las deformaciones de fallo para las probetas se calcularon por medio de la ley de Hooke.

Para las probetas sin impactar, la deformación a rotura con el útil de la norma ASTM fue de 9683 $\mu\epsilon$ y de 9222 $\mu\epsilon$ para el útil desarrollado; resultados muy similares (diferencia menor a un 5%) teniendo en cuenta la variabilidad intrínseca a este tipo de ensayos.

A la vista de los resultados mostrados en este apartado, se puede afirmar que el dispositivo desarrollado se puede utilizar como una alternativa al útil de la norma ASTM para determinar la resistencia a CAI en laminados con un espesor igual al recomendado por la norma ASTM.

Capítulo 5

DETERMINACIÓN DE LA RESISTENCIA A CAI DE LAMINADOS DELGADOS

En el presente capítulo, se determina la resistencia a compresión después de impacto de laminados delgados. Se ensayaron laminados de dos espesores menores a 4 mm, intactos y dañados por un impacto, utilizando dos útiles de ensayos: el de la norma ASTM D 7137 y el nuevo útil desarrollado, presentado en el capítulo anterior. Además, se realizaron estudios para verificar los instantes en los que comienza el pandeo local al utilizar ambas configuraciones y, a continuación, se valoró el potencial que tiene la nueva metodología de ensayo desarrollada. Posteriormente, se estimaron los límites de espesor de laminados que se pueden ensayar a compresión después de impacto mediante la nueva metodología, asegurando que el estado de tensión es uni-axial y que no se produce pandeo global del espécimen. Para ello, se modelizaron las condiciones de contorno numéricamente para calcular la carga de pandeo para un mayor número de configuraciones. De esta forma, se obtuvo el rango de aplicación del nuevo útil y se comparó con el normalizado.



5.1. Ensayos de CAI de laminados delgados realizados

5.1.1. Configuraciones de ensayo

Se ensayaron laminados de material compuesto de dos espesores delgados distintos, 1,472 mm y 2,944 mm, utilizando una secuencia de apilamiento cuasi-isótropa en ambos casos, concretamente (45, 0, -45, 90)S y [(45, 0, -45, 90)2]S y, a posteriori, se compararon con los ensayos ya realizados en el capítulo anterior de 4,416 mm de espesor. El material utilizado nuevamente es AS4/8552, compuesto por fibra de carbono con resina epoxi, y la dirección 0° considerada es paralela a la dirección de la carga aplicada.

Los ensayos realizados se dividen en tres grupos:

- a) Ensayos de probetas de distintos espesores intactas con el útil de la norma y con el útil desarrollado.
- b) Ensayos de probetas de distintos espesores impactadas a E_{BVID} con el útil de la norma y con el útil desarrollado.
- c) Ensayos de verificación de pandeo local en probetas delgadas.

Se ensayaron un total de 60 probetas de espesor delgado: 24 probetas intactas, 24 impactadas y 12 para la verificación del pandeo. En primer lugar, se ensayaron 6 probetas sin impactar con el útil de la norma y 6 con el útil desarrollado para cada uno de los dos espesores. A continuación, se ensayaron probetas de las mismas configuraciones impactadas a E_{BVID} . Esta energía se estimó en el capítulo 3, siendo de 9 J para las probetas de 1,472 mm y 22 J para las de 2,944 mm. Para realizar la verificación del pandeo local posterior, se ensayaron un total de 12 probetas intactas, colocando galgas extensiométricas en el centro de la probeta. Se ensayaron 3 probetas de 1,472 mm y 3 de 2,944 mm de espesor nominal con cada uno de los útiles.

5.1.2. Preparación de especímenes de ensayo

Con el fin de preparar las probetas antes del ensayo, en primer lugar, se fabricaron los paneles de material compuesto, posteriormente se cortaron y se rectificaron y, finalmente, se impactaron a baja velocidad en los casos en los que correspondía.

Para poder proceder al corte de probetas, se fabricaron dos paneles nuevos de material compuesto preimpregnado AS4/8552 con el mismo procedimiento que en el capítulo 3 y 4. Se realizó un primer panel de 800 mm x 1500 mm con 8 telas de 0,184 mm de espesor, de donde se obtuvieron las probetas más delgadas de 1,472 mm. Fue fabricado de una cinta pre-impregnada de módulo intermedio de 180 °C de temperatura de curado (cinta de 300 mm de AS4/8552) y fabricado mediante ATL. Su secuencia de apilado fue (45, -45, 0, 90)S. Otro panel fue fabricado con el mismo material que el anterior y también mediante ATL. Se fabricó con 16 telas de 0,184 mm de espesor, de donde se obtuvieron las probetas de 2,944 mm. En este caso la secuencia de apilado

fue [(45, 0, -45, 90)2]S. Finalmente, se tienen las probetas presentadas y ensayadas en el capítulo anterior, de 4,416 mm de espesor.

a) Probetas intactas

Las probetas cumplen los mismos requerimientos de dimensiones y tolerancias explicadas en el capítulo 4. De las probetas fabricadas, 12 probetas de cada espesor (1,472 mm, 2,944 mm y 4,416 mm) se dejaron sin impactar.

b) Probetas con daño

Se impactaron a E_{BVID} otras 36 probetas (24 de espesores delgados y 12 del capítulo anterior) con las mismas características que las anteriores. Los resultados de los ensayos de impacto para las probetas de 8 láminas se presentan en la tabla 5-1 y 5-2, según se ensayaron posteriormente con el nuevo útil (AF) o con el útil de la norma (AN).

PROBETA		IMPACTO	DAÑO			
ID	Espesor (mm)	Energía (J)	Indentación (mm)	Dimensión del daño		Área (mm ²)
				centro (mmxmm)	vela (mm)	
AF-9-1	1,54	9	1,115	25 x 20	109	1175,6
AF-9-2	1,56	9	1,209	30 x 22	106	1073,9
AF-9-3	1,57	9	1,095	24 x 18	94	770,9
AF-9-4	1,57	9	1,124	29 x 20	110	1142,8
AF-9-5	1,58	9	1,140	25 x 20	109	1084,8
AF-9-6	1,58	9	1,112	25 x 18	109	994,0

Tabla 5-1: Resultados de ensayos de impacto a 9 J de probetas delgadas que posteriormente fueron ensayadas con el útil desarrollado

PROBETA		IMPACTO	DAÑO			
ID	Espesor (mm)	Energía (J)	Indentación (mm)	Dimensión del daño		Área (mm ²)
				centro (mmxmm)	vela (mm)	
AN-9-1	1,55	9	0,937	28 x 22	105	1248,8
AN-9-2	1,56	9	1,140	26 x 21	104	1154,8
AN-9-3	1,57	9	1,058	24 x 22	95	1168,1
AN-9-4	1,56	9	1,228	24 x 24	95	1209,2
AN-9-5	1,58	9	0,890	25 x 20	105	1173,2
AN-9-6	1,58	9	1,052	24 x 21	95	1194,8

Tabla 5-2: Resultados de ensayos de impacto a 9 J de probetas de 8 capas que posteriormente fueron ensayadas con el útil de la norma

Los resultados de los ensayos de impacto para las probetas de 16 láminas se muestran en las tablas 5-3 (CF) y 5-4 (CN).

PROBETA		IMPACTO	DAÑO			
ID	Espesor (mm)	Energía (J)	Indentación (mm)	Dimensión del daño		Área (mm ²)
				centro (mmxmm)	vela (mm)	
CF-22-1	2,93	22	1,185	33 x 25	112	1483,9
CF-22-2	2,91	22	1,166	32 x 27	108	1517,8
CF-22-3	2,94	22	1,235	34 x 25	111	1617,8
CF-22-4	2,89	22	1,025	36 x 27	109	1489,4
CF-22-5	2,89	22	1,135	32 x 24	110	1475,2
CF-22-6	2,93	22	1,274	38 x 28	108	1642,5

Tabla 5-3: Resultados de ensayos de impacto a 22 J de probetas de 16 capas que posteriormente fueron ensayadas con el útil desarrollado

PROBETA		IMPACTO	DAÑO			
ID	Espesor (mm)	Energía (J)	Indentación (mm)	Dimensión del daño		Área (mm ²)
				centro (mmxmm)	vela (mm)	
CN-22-1	2,89	22	1,239	36 x 25	107	1603,1
CN-22-2	2,91	22	1,198	34 x 26	111	1503,6
CN-22-3	2,87	22	1,168	33 x 28	113	1800,0
CN-22-4	2,91	22	1,213	35 x 24	110	1591,1
CN-22-5	2,89	22	1,145	31 x 25	107	1379,0
CN-22-6	2,90	22	1,126	37 x 25	111	1616,3

Tabla 5-4: Resultados de ensayos de impacto a 22 J de probetas de 16 capas que posteriormente fueron ensayadas con el útil de la norma

Los resultados de los impactos a una energía cercana a E_{BVID} en probetas de 24 láminas (4,416 mm) se resumieron en la tabla 4-7 (DN) y tabla 4-8 (DF) del capítulo cuarto.

El procedimiento de ensayo empleado fue el mismo que en el capítulo anterior. Al igual que en las probetas de validación, en algunos casos se colocaron galgas extensiométricas en la misma posición que en el capítulo 4.

c) Probetas para ensayos de verificación de pandeo

Para la preparación de las probetas de material compuesto utilizadas para los ensayos de verificación del pandeo, se procedió de la misma manera que en los casos anteriores. En este caso, se fabricaron 12 probetas pero no se impactaron. Para poder valorar adecuadamente el pandeo de las mismas durante el ensayo, en esta ocasión, las galgas extensiométricas se colocaron en el centro de las mismas.

5.2. Resultados experimentales y discusión

Una vez realizados los ensayos, tratando las curvas fuerza frente a desplazamiento registradas, se obtienen los resultados experimentales que se presentan a continuación.

5.2.1. Probetas sin daño

Dentro del primer grupo, en esta sección, se presentan los resultados de los ensayos de laminados intactos ensayados con ambos útiles.

La carga de rotura obtenida al realizar el ensayo CAI mediante el útil desarrollado para probetas sin daño de 1,472 mm se muestra en la Figura 5-1. En este gráfico se observa que la carga durante el ensayo se ha realizado a velocidad constante y que no existe una gran dispersión en la máxima carga de rotura de cada probeta. Para los otros casos se obtienen gráficos similares.

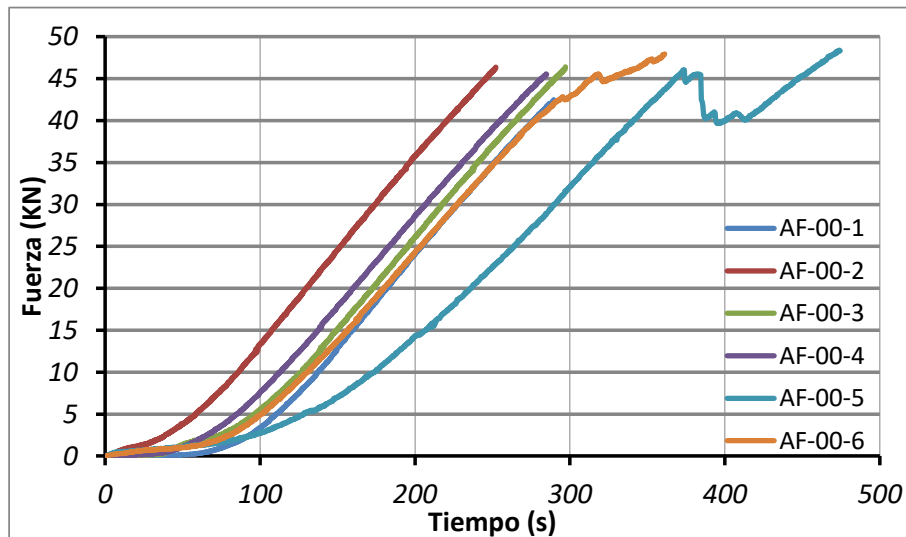


Figura 5-1: Carga frente a tiempo de las probetas intactas de 1,472 mm de espesor ensayadas con el útil desarrollado

Los resultados de los ensayos de compresión de las probetas sin impactar se muestran en las tablas 5-5, 5-6, 5-7 y 5-8. Los resultados de los ensayos de probetas intactas de espesor 4,416 mm fueron mostrados en tablas del capítulo anterior (tablas 4-13 y 4-19). En los ensayos sin daño se ha comprobado que el coeficiente de variación es pequeño en todos los casos. El resumen de los resultados de las probetas intactas ensayadas experimentalmente se encuentra en la tabla 5-9, donde se muestra la media de cada configuración y el coeficiente de variación.

Probeta	Ancho (mm)	Espesor (mm)	Longitud (mm)	Carga max. (KN)	σ (MPa)
AF-00-1	100,02	1,56	150,03	42,47	273
AF-00-2	100,03	1,56	150,03	46,37	292
AF-00-3	100,03	1,55	150,02	46,39	300
AF-00-4	100,02	1,55	150,02	45,57	294
AF-00-5	100,03	1,59	150,01	48,41	305
AF-00-6	100,02	1,57	150,03	47,94	304

Tabla 5-5: Resultados de ensayos de probetas de 1,472 mm con el útil desarrollado

Probeta	Ancho (mm)	Espesor (mm)	Longitud (mm)	Carga max. (KN)	σ (MPa)
AN-00-1	100,03	1,56	150,02	23,96	154
AN-00-2	100,02	1,57	150,02	25,92	165
AN-00-3	100,03	1,57	150,01	27,67	177
AN-00-4	100,02	1,58	150,02	26,07	165
AN-00-5	100,04	1,60	150,02	27,83	174
AN-00-6	100,01	1,57	150,01	26,26	167

Tabla 5-6: Resultados de ensayos de probetas de 1,472 mm con el útil de la norma

Probeta	Ancho (mm)	Espesor (mm)	Longitud (mm)	Carga max. (KN)	σ (MPa)
CF-00-1	100,02	3,09	150,02	125,80	407
CF-00-2	100,02	3,05	150,03	130,19	427
CF-00-3	100,02	3,04	150,02	125,45	413
CF-00-4	100,01	3,06	150,01	133,74	436
CF-00-5	100,03	3,05	150,03	134,10	439
CF-00-6	100,05	2,99	150,06	128,07	428

Tabla 5-7: Resultados de ensayos de probetas de 2,944 mm con el útil desarrollado

Probeta	Ancho (mm)	Espesor (mm)	Longitud (mm)	Carga max. (KN)	σ (MPa)
CN-00-1	100,02	2,98	150,01	87,66	294
CN-00-2	100,02	2,98	150,01	87,90	295
CN-00-3	100,02	3,03	150,02	76,39	252
CN-00-4	100,01	3,03	150,02	91,21	301
CN-00-5	100,01	3,02	150,01	82,54	273
CN-00-6	100,02	3,00	150,03	89,92	300

Tabla 5-8: Resultados de ensayos de probetas de 2,944 mm con el útil de la norma

Útil de ensayo	Espesor nominal (mm)	Resistencia residual media (MPa)	Desviación estándar (MPa)
Norma ASTM	1,472	167	8
	2,944	286	19
	4,416	420	1
Desarrollado	1,472	295	12
	2,944	425	13
	4,416	403	27

Tabla 5-9: Resumen de resultados de probetas sin daño

En la Figura 5-2 y 5-3, se muestran los registros de las galgas extensiométricas. Se observa que, en los laminados delgados ensayados con el útil de la norma, el pandeo se produce mucho antes que con el útil desarrollado. El porcentaje de flexión alrededor de las 3000 $\mu\epsilon$ es menor de un 10% para las probetas ensayadas con el útil desarrollado (Figura 5-2), en cambio, puede alcanzar incluso un 50% en las probetas delgadas ensayadas con el útil de norma (Figura 5-3), lo que muestra que se produce inestabilidad de las mismas antes de la rotura.

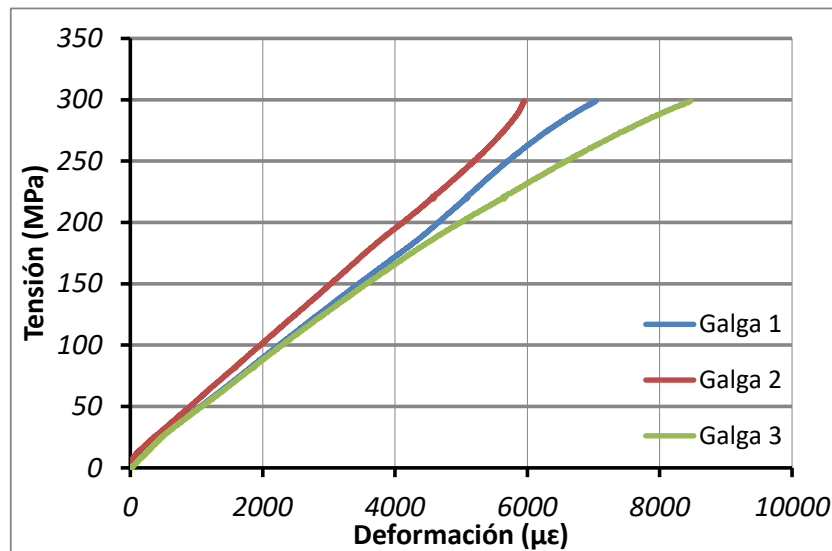


Figura 5-2: Curva tensión-deformación al ensayar probetas de 1,472 mm con el útil desarrollado (AF-00-3)

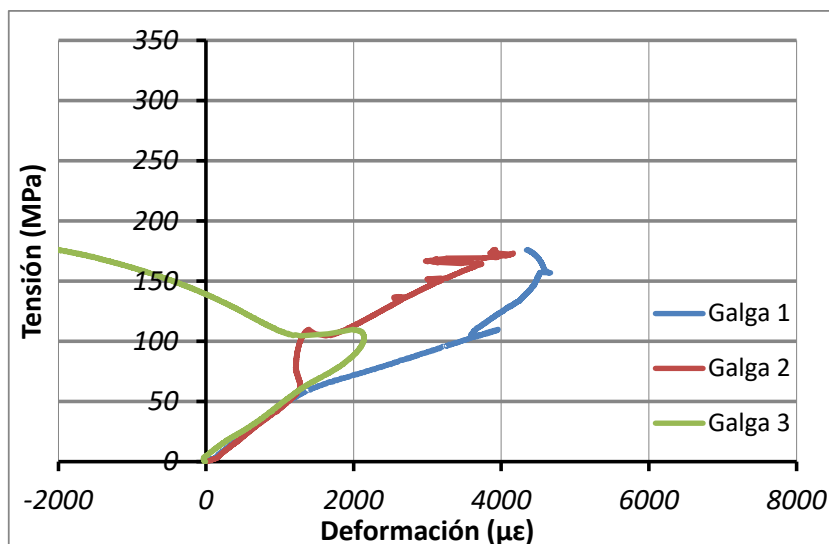


Figura 5-3: Curva tensión-deformación al ensayar probetas de 1,472 mm con el útil de la norma (AN-00-3)

En la Figura 5-4 se comparan los resultados obtenidos al ensayar a compresión las probetas sin impacto de 1,472 mm, 2,944 mm y de 4,416 mm de espesor mediante ambos útiles. Se comprueba que para las probetas mayores de 4 mm los resultados son similares, como se comprobó en la validación con ensayos a diferentes energías presentada con anterioridad.

Sin embargo, para el espesor nominal de 2,944 mm, la resistencia obtenida con el útil desarrollado (425 MPa) es similar que para las probetas de 4,416 mm; mientras que al ensayar con el útil de la norma la resistencia (285,8 MPa) cae alrededor de un 33%; lo que parece indicar que es posible que el pandeo ya se esté produciendo para este espesor.

Además, para el espesor inferior, de 1,472 mm, se observa que la resistencia obtenida mediante el útil desarrollado (294,7 MPa) es claramente mayor (76%) a la obtenida mediante el útil convencional (167 MPa), lo cual es una consecuencia de que la probeta este pandeando antes con el útil de la norma que con el útil desarrollado.

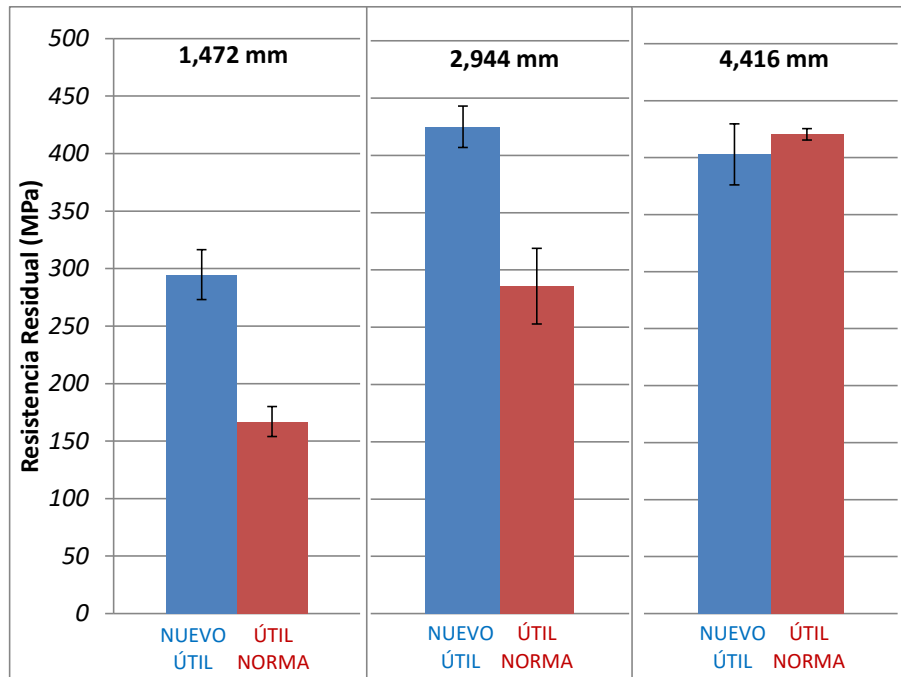


Figura 5-4: Resultados experimentales para varios espesores de probetas intactas

Al observar los resultados en función del espesor obtenidos mediante el útil de la norma (Figura 5-4), podría parecer que la resistencia a compresión disminuye para espesores menores; sin embargo, comprobando la resistencia obtenida mediante el útil desarrollado, se comprueba que la resistencia no disminuye al pasar de un laminado de 4,416 mm a uno de 2,944 mm (valor alrededor de 416 MPa cuando no se produce pandeo).

A pesar de haber comprobado que el útil desarrollado permite ensayar laminados más delgados que los permitidos por la norma, la menor resistencia a compresión obtenida en laminados delgados intactos de 1,472 mm con el nuevo útil frente a los obtenidos para probetas de 2,944 mm, plantea la necesidad de valorar la posible aparición de pandeo también con esta solución. Por ello, se hace necesario llevar a cabo un estudio para estimar el rango de espesores válidos para cada útil que se abordará en el apartado 5.3.

5.2.2. Probetas impactadas

Las curvas fuerza frente a tiempo para probetas de 1,472 mm ensayadas tras ser impactadas a $E_{\text{BVID}} = 9 \text{ J}$ de nuevo con el útil desarrollado, se presentan en la Figura 5-5. Al comparar esta Figura con la Figura 5-1 se observa que, como era de esperar, la carga máxima de las probetas dañadas es bastante menor que la de las probetas intactas, además de la existencia de un pico que marca la iniciación de un pequeño fallo.

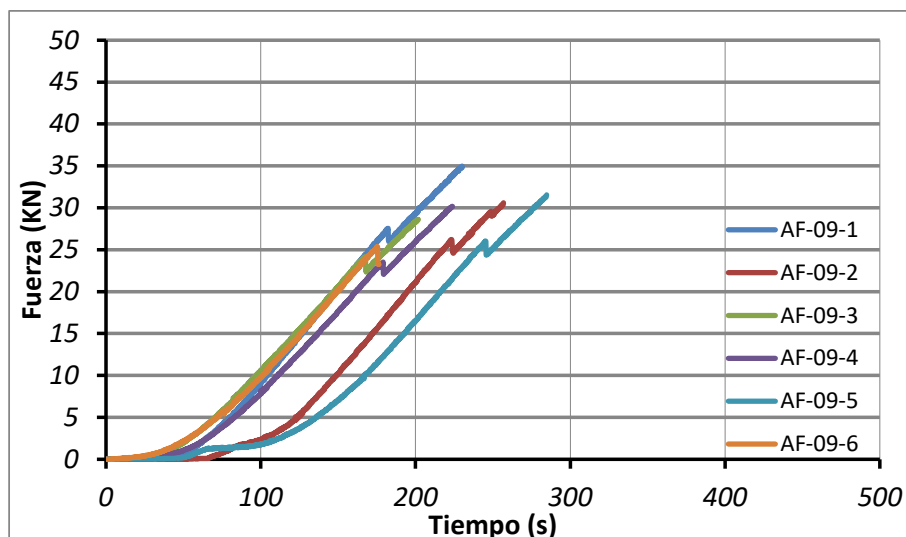


Figura 5-5: Carga frente a tiempo de las probetas de 1,472 mm impactadas a 9 J ensayadas con el útil desarrollado

Los resultados de CAI para distintos espesores delgados impactados a E_{BVID} se muestran en las tablas 5-10 a 5-13. Los valores alcanzados para laminados de 4,416 mm se mostraron en las tablas 4-16 y 4-22. El resumen con las medias de resistencia residual y la variabilidad para cada configuración se presenta en la tabla 5-14.

Probeta	Ancho (mm)	Espesor (mm)	Longitud (mm)	Carga max. (kN)	σ (MPa)
AF-09-1	100,03	1,54	150,02	34,98	227
AF-09-2	100,04	1,56	150,01	30,60	196
AF-09-3	100,03	1,57	150,00	28,65	182
AF-09-4	100,02	1,57	150,00	30,19	192
AF-09-5	100,02	1,58	150,02	31,53	199
AF-09-6	100,02	1,58	150,01	25,38	161

Tabla 5-10: Resultados de ensayos de probetas impactadas a 9 J de 1,472 mm con el útil desarrollado

Probeta	Ancho (mm)	Espesor (mm)	Longitud (mm)	Carga max. (kN)	σ (MPa)
AN-9-1	100,10	1,55	150,02	18,58	120
AN-9-2	100,08	1,56	149,99	18,73	120
AN-9-3	100,06	1,57	150,01	18,66	119
AN-9-4	100,05	1,56	150,02	21,51	138
AN-9-5	100,03	1,58	150,02	19,70	125
AN-9-6	100,06	1,58	150,03	18,66	118

Tabla 5-11: Resultados de ensayos de probetas impactadas a 9 J de 1,472 mm con el útil de la norma

Probeta	Ancho (mm)	Espesor (mm)	Longitud (mm)	Carga max. (KN)	σ (MPa)
CF-22-1	100,03	2,93	150,02	60,38	206
CF-22-2	100,03	2,91	150,04	63,93	220
CF-22-3	100,03	2,94	150,03	60,65	206
CF-22-4	100,02	2,89	150,03	62,12	215
CF-22-5	100,00	2,89	150,03	62,30	216
CF-22-6	100,02	2,93	150,01	60,92	208

Tabla 5-12: Resultados de ensayos de probetas impactadas a 22 J de 2,944 mm con el útil desarrollado

Probeta	Ancho (mm)	Espesor (mm)	Longitud (mm)	Carga max. (KN)	σ (MPa)
CN-22-1	100,03	2,89	150,03	56,65	196
CN-22-2	100,03	2,91	150,01	65,71	226
CN-22-3	100,02	2,87	150,02	57,25	199
CN-22-4	100,02	2,91	150,01	64,07	220
CN-22-5	100,02	2,89	150,03	57,37	198
CN-22-6	100,01	2,90	150,01	57,14	197

Tabla 5-13: Resultados de ensayos de probetas impactadas a 22 J de 2,944 mm con el útil de la norma

Útil de ensayo	Espesor nominal (mm)	Resistencia residual media (MPa)	Desviación estándar (MPa)
Norma ASTM	1,472	123	8
	2,944	206	13
	4,416	171	4
Desarrollado	1,472	193	22
	2,944	212	6
	4,416	192	6

Tabla 5-14: Resumen de resultados de probetas impactadas

El resumen gráfico de los resultados obtenidos al ensayar a CAI probetas impactadas a E_{BVID} se muestra en la Figura 5-6. La resistencia después de impacto estimada mediante el útil desarrollado permanece prácticamente constante para los tres espesores analizados. La variación respecto al espesor normalizado es de un 10% para 2,944 mm y de un 0,3% para el espesor de 1,472 mm. Por el contrario, la resistencia estimada mediante el útil de la norma varía respecto a la correspondiente al espesor normalizado en un 7% para el espesor intermedio y un 36% para el menor espesor.

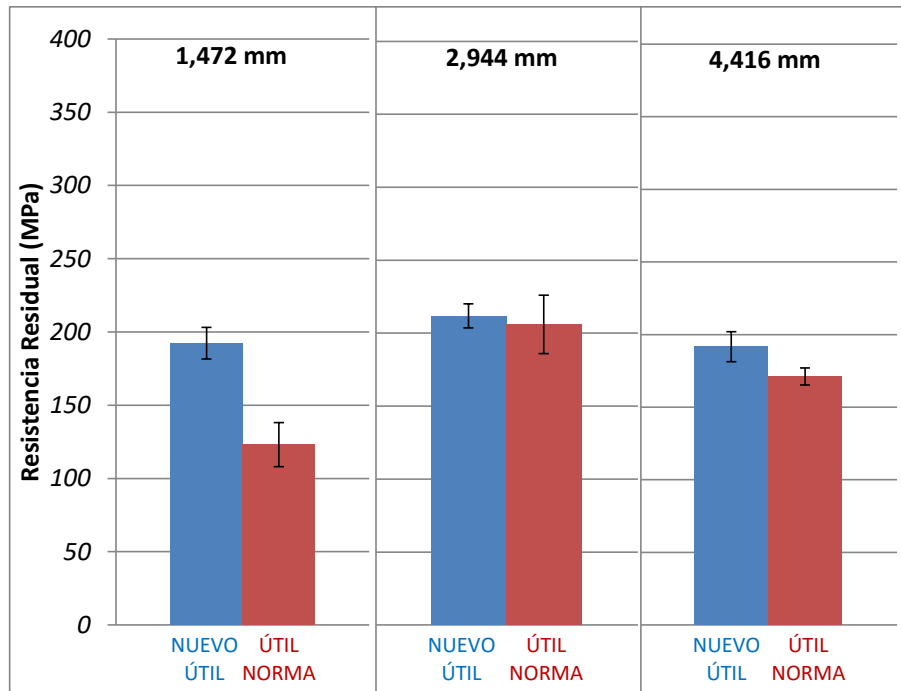


Figura 5-6: Resultados experimentales de CAI para varios espesores de probetas impactadas a E_{BVID}

Por lo tanto, a través de la Figura 5-6, se intuye que con el útil convencional las probetas delgadas dañadas han pandeado antes de la rotura, lo que se comprueba mediante la observación de la divergencia en el registro de las galgas extensiométricas de la Figura 5-7. Al mismo tiempo, se considera que el útil desarrollado se puede utilizar para estimar la resistencia a CAI para espesores de incluso 1,472 mm.

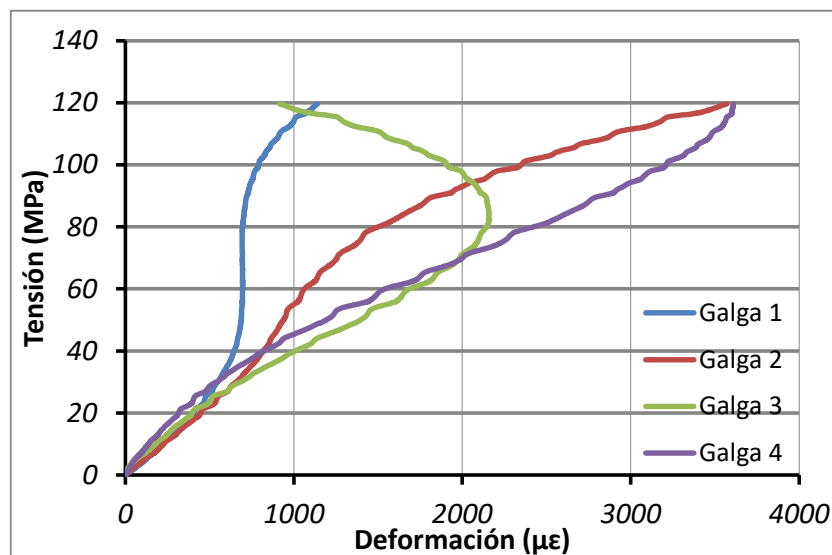


Figura 5-7: Deformaciones al ensayar mediante el útil de la norma una probeta de 1,472 mm de espesor impactada a E_{BVID} (AN-9-1)

5.2.3. Ensayos mecánicos adicionales para verificar el pandeo

La colocación de las galgas extensiométricas propuesta por la norma ASTM está pensada para poder verificar que no se produce el pandeo y que la carga está correctamente alineada en ensayos de probetas con impacto. Sin embargo, mediante los resultados anteriores, se ha comprobado que dicho lugar de colocación de las galgas extensiométricas no es el óptimo para detectar adecuadamente el momento inicial de pandeo, pues éstas deberían estar en el centro de la probeta ya que es la zona menos soportada y, por lo tanto, dónde se va observar una mayor flexión por pandeo. Por ello, en los siguientes ensayos las galgas se colocaron en ambas caras enfrentadas en el centro de la probeta, pues no existe interferencia con el daño al ser probetas sin impactar.

Se ensayaron mediante el útil de la norma 3 probetas sin impactar de 1,472 mm y 3 de 2,944 mm, cuyos resultados se muestran en las Tablas 5-15 y 5-16.

Probeta	Ancho (mm)	Espesor (mm)	Longitud (mm)	Carga max. (KN)	σ (MPa)
AA-16	100,02	1,51	150,02	25,62	170
AA-17	100,01	1,52	150,03	26,46	174
AA-18	100,02	1,48	150,02	22,85	154

Tabla 5-15: Resultados de ensayos extras de probetas intactas de 1,472 mm de espesor nominal con el útil de la norma

Probeta	Ancho (mm)	Espesor (mm)	Longitud (mm)	Carga max. (KN)	σ (MPa)
CC-4	100,01	3,02	150,01	77,59	257
CC-5	100,01	3,04	150,02	76,54	252
CC-6	100,02	3,07	150,02	80,20	261

Tabla 5-16: Resultados de ensayos extras de probetas intactas de 2,944 mm de espesor nominal con el útil de la norma

Los resultados de las 6 probetas intactas ensayadas con el útil desarrollado, 3 de 1,472 mm y 3 de 2,944 mm, se muestran en las Tablas 5-17 y 5-18 respectivamente.

Probeta	Ancho (mm)	Espesor (mm)	Longitud (mm)	Carga max. (KN)	σ (MPa)
AA-13	100,01	1,49	150,02	46,16	310
AA-14	100,02	1,51	150,01	47,29	313
AA-15	100,02	1,49	150,02	44,46	298

Tabla 5-17: Resultados de ensayos extras de probetas intactas de 1,472 mm de espesor nominal con el útil desarrollado

Probeta	Ancho (mm)	Espesor (mm)	Longitud (mm)	Carga max. (KN)	σ (MPa)
CC-1	100,01	3,04	150,02	130,97	431
CC-2	100,02	3,09	150,03	156,43	506
CC-3	100,02	3,05	150,01	134,65	441

Tabla 5-18: Resultados de ensayos extras de probetas intactas de 2,944 mm de espesor nominal con el útil desarrollado

La Figura 5-8 muestra resultados de las galgas extensiométricas de la probeta AA-16, de 1,472 mm de espesor, ensayada con el útil de la norma. Se observa como el pandeo se produce muy pronto, pues con una tensión de tan solo 20 MPa, ya existe un porcentaje de flexión de un 31% y con 40 MPa un 80%; incluso alrededor de los 96 MPa la onda de pandeo se invierte; por ello, la carga de rotura es tan baja (25,6 KN).

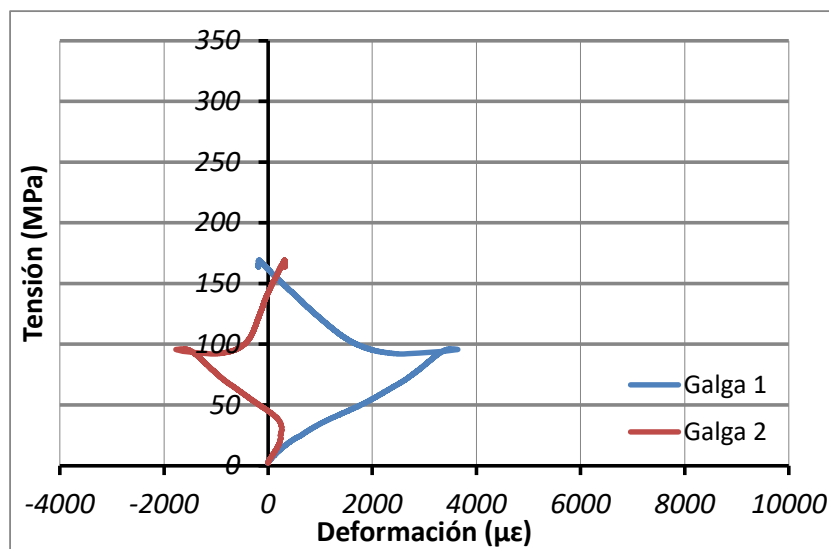


Figura 5-8: Tensión-deformación registrada en probeta intacta de 1,472 mm de espesor nominal (AA-16) al ensayar mediante el útil de la norma

La Figura 5-9 muestra el resultado obtenido del ensayo de una probeta representativa de 2,944 mm de espesor. Se observa que a 40 MPa sólo hay un 3% de flexión y es alrededor de los 74 MPa cuando se alcanza el 10% de flexión. En este caso, el pandeo se produce más tarde que en el caso anterior al estar ante una probeta del doble de espesor, pero se sigue produciendo antes que la rotura (257 MPa).

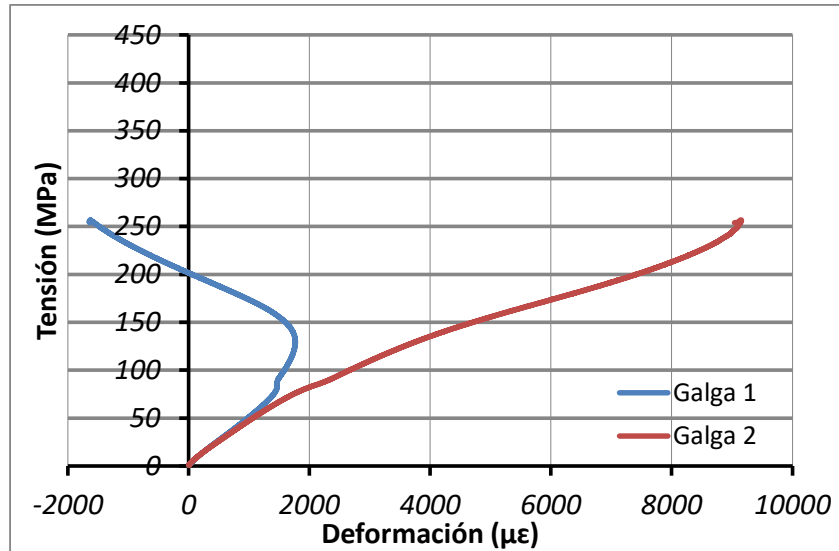


Figura 5-9: Tensión-deformación registrada en probeta intacta de 2,944 mm de espesor nominal (CC-4) al ensayar mediante el útil de la norma

La Figura 5-10 muestra de nuevo la tensión en función de la deformación, en este caso al ensayar con el nuevo útil. Mediante este ensayo, se verifica que para probetas no impactadas también se produce pandeo antes de la rotura (el 10% de flexión se alcanza a 155 MPa), incluso al ensayar con el útil desarrollado, como ya se proveía al analizar los valores de la Figura 5-4, pero se produce mucho más tarde que con el útil de la norma (a una tensión un 82% mayor).

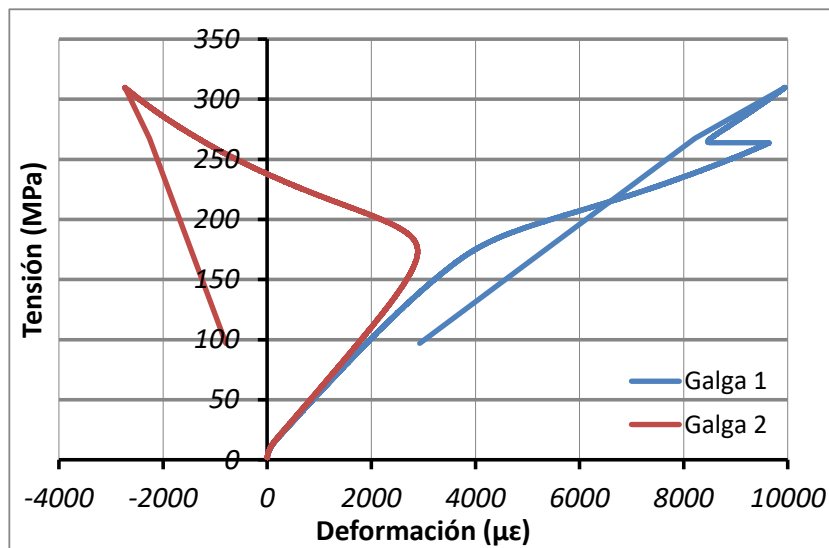


Figura 5-10: Tensión-deformación registrada en probeta intacta de 1,472 mm de espesor nominal (AA-13) al ensayar mediante el útil desarrollado

Finalmente, al ensayar con el útil desarrollado probetas de 2,944 mm de espesor, se comprueba que en ningún caso se produce pandeo (la Figura 5-11 es representativa de los ensayos de este tipo), gracias a lo que se consigue una resistencia a compresión mayor (431 MPa).

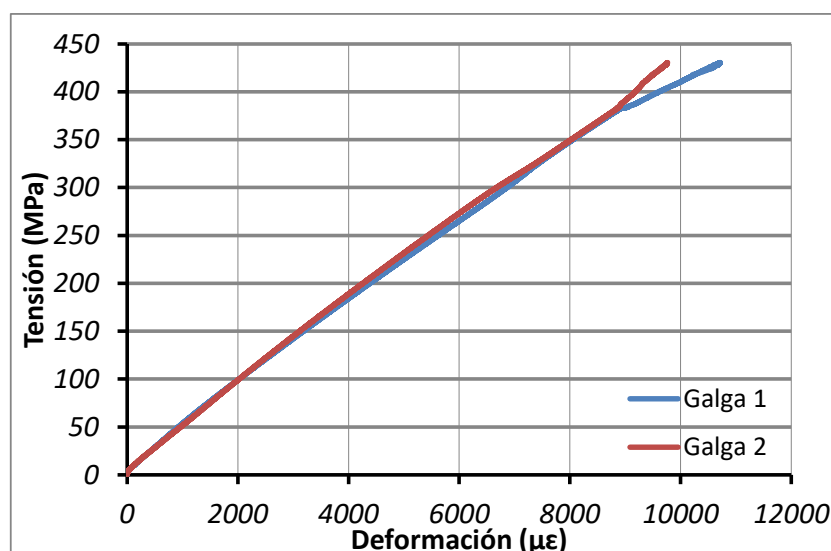


Figura 5-11: Tensión-deformación registrada en probeta intacta de 2,944 mm de espesor nominal (CC-1) al ensayar mediante el útil desarrollado

Debido al propio proceso de fabricación asociado intrínsecamente al propio material laminado, los posibles espesores a ensayar experimentalmente sólo se pueden variar de forma discreta. Por ello, para analizar el espesor para el que se inicia el pandeo, se utilizarán modelos numéricos, gracias a los que se estudiará el comportamiento de forma más continua, para obtener el límite de aplicación en el apartado 5.3.

5.2.4. Potencial del nuevo útil de CAI

Para valorar el potencial de la metodología de CAI desarrollada se procede a la comparación de resultados obtenidos y al estudio de la progresión de la delaminación.

Se comprobó que con el útil de la norma las probetas pandean antes de romper (Figura 5-3), mientras que con el útil desarrollado el estado tensional es el correcto (Figura 5-2). Al analizar los resultados obtenidos para probetas intactas muy delgadas (1,472 mm) se observa que las ensayadas con el útil de la norma, como era de esperar, tienen un porcentaje de flexión demasiado alto y rompen a microdeformaciones demasiado bajas. En cambio las medidas de las galgas extensiométricas de probetas del mismo espesor ensayadas con el nuevo útil desarrollado están dentro de los márgenes permitidos (para que los resultados del ensayo sean considerados válidos, el porcentaje de flexión debe ser menor a un 10%), como se observa en la Tabla 5-19.

	Útil desarrollado	Útil de la norma
Resistencia residual (MPa)	294,7	167,0
Porcentaje de flexión (%)	7,5	> 100

Tabla 5-19: Comparación de resultados de resistencia residual y porcentaje de flexión para espesores delgados

Al comparar los resultados experimentales de probetas impactadas a E_{BVID} (tabla 5-14), se comprueba que también se obtienen mejores resultados en los ensayos de laminados delgados realizados con el útil desarrollado que con el útil de la norma, pues se obtienen valores mayores de resistencia residual. Se consigue un incremento de incluso un 57% con el nuevo útil en laminados impactados de 1,472 mm de espesor.

Finalmente, una vez realizado el ensayo de CAI, se realiza una inspección por ultrasonidos para poder verificar la forma de la progresión de la delaminación al utilizar el útil desarrollado. En la Figura 5-12 se comprueba que la delaminación progresa en dirección perpendicular a la carga. El fallo se produce en la zona dañada por pandeo local del sublaminado derivado por el impacto.

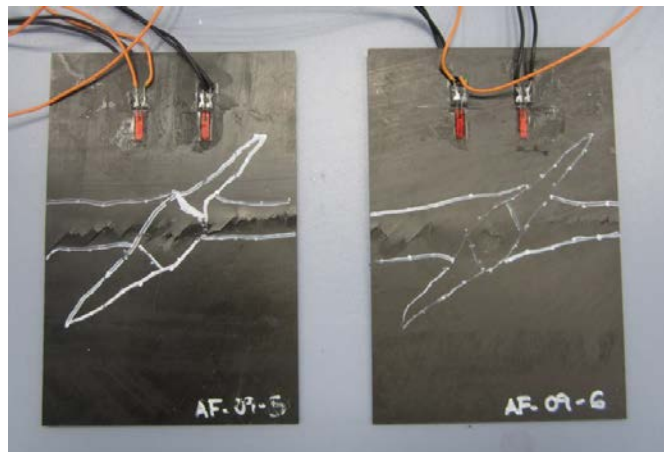


Figura 5-12: Área delaminada medida por inspección ultrasónica tras el ensayo de CAI

Como se ha observado, el útil desarrollado permite ensayar laminados de espesores menores que los propuestos por la norma ASTM D 7137 (2007). La distancia entre nervios es una solución de compromiso entre el mínimo espesor permitido y la no interferencia con el daño.

5.3. Rango de aplicación de la nueva metodología

Una vez analizados los resultados experimentales obtenidos mediante el útil desarrollado frente a los alcanzados con el útil de la norma, se presenta el estudio realizado para la estimación del rango de aplicación de la nueva metodología.

5.3.1. *Procedimiento para la estimación del rango de aplicación del útil*

Para definir unos límites para la aplicación experimental del útil desarrollado, se analizaron laminados de diferentes espesores intactos y dañados, comparando los resultados experimentales al ensayar con el útil ASTM y con el útil desarrollado. Además, el problema se modelizó numéricamente para determinar el espesor del

laminado en que aparece pandeo en las diferentes configuraciones analizadas. El rango de aplicación de dicho útil depende del material, secuencia de apilamiento e incluso de la energía de impacto. Se pueden ensayar con cada uno de los útiles las probetas cuya carga crítica de pandeo esté por encima de la carga de rotura.

Conceptualmente, no existe límite superior para la realización de estos ensayos, puesto que las probetas de gran espesor no pandearán. Sin embargo, el límite viene determinado principalmente por la célula de carga de la máquina de ensayos y por la capacidad de separación entre placas soporte del útil, generalmente dada por los tornillos. Por lo tanto, el valor crítico para la determinación del rango de aplicación de la nueva metodología es el límite inferior de espesor.

Para calcular el límite inferior fue necesario realizar un análisis combinando los ensayos y los modelos numéricos, ya que de forma experimental el estudio sólo puede ser discreto, dado que el material se compone por un número de láminas con un espesor determinado. Por ello, se estimó la tensión crítica de pandeo con cada uno de los útiles en función del espesor. Dado que se busca que el pandeo no se produzca antes que el fallo por CAI, se tomó como límite el valor de la intersección entre la línea de resistencia obtenida de los ensayos experimentales con los valores numéricos de tensión crítica de pandeo en ambos casos.

En primer lugar, se realizará el estudio para la determinación del rango de aplicación en laminados intactos y, posteriormente, en laminados dañados.

5.3.2. Límite de espesor inferior para laminados intactos

Se ha estimado numéricamente la carga de pandeo de laminados intactos de diferente espesor, considerando las condiciones de apoyo tanto del útil de la norma ASTM como del útil desarrollado. Se ha utilizado un modelo bidimensional en el programa de elementos finitos Abaqus/Standard ("Linear Perturbation, Buckle"). Las condiciones de contorno se idealizaron restringiendo los movimientos de algunos nodos del modelo, al igual que en los anteriores estudios de pandeo realizados para definir la posición de los nervios del útil y que fueron presentados en el capítulo 4. Para modelizar el útil de la norma ASTM, se restringió el desplazamiento según las condiciones de la Figura 4-12 y, para caso del útil desarrollado, según la Figura 4-13.

Mediante dichos modelos, se analizaron laminados hasta 8,8 mm de espesor. Se varió el espesor de cada caso modificando el espesor de cada una de las láminas, pero manteniendo siempre un laminado cuasi-isótropo (45, 0, -45, 90)S.

Las Figuras 5-13 y 5-14 muestran el comportamiento a pandeo obtenido para probetas delgadas, de 1,472 mm de espesor, con cada uno de los útiles respectivamente.

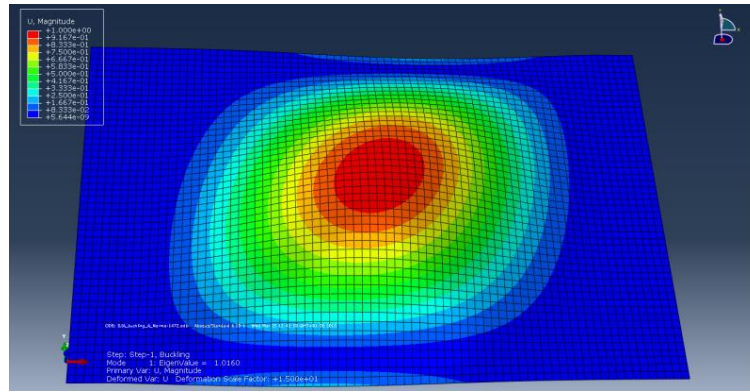


Figura 5-13: Pandeo con el útil de la norma de una probeta de 1,472 mm de espesor

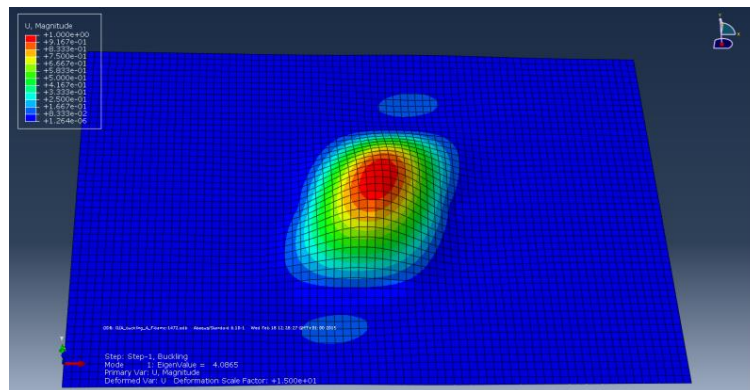


Figura 5-14: Pandeo con el útil desarrollado de una probeta de 1,472 mm de espesor

La carga crítica de pandeo se calculó a través del primer autovalor obtenido como resultado del modelo numérico para cada espesor de laminado. La Figura 5-15 muestra los resultados numéricos de pandeo comparando el valor de tensión crítica de pandeo en función del espesor con ambos útiles.

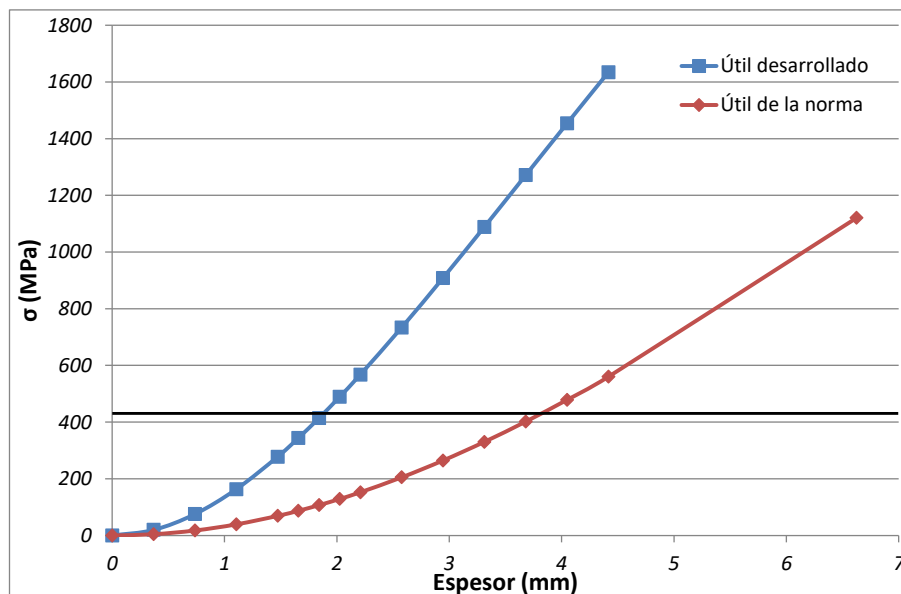


Figura 5-15: Tensión crítica de pandeo en función del espesor para cada uno de los útiles

En la Figura 5-15 se observa que la tensión de pandeo del laminado empleando el útil desarrollado es muy superior a la correspondiente del útil de la norma ASTM para todo el rango de espesores analizado y aproximadamente es proporcional al cuadrado del espesor (como era de esperar por la ecuación (4-3)). Además, se ha indicado en esta figura la tensión de rotura a compresión experimental del laminado cuasi-isótropo analizado (416 MPa), obtenida del apartado 5.2.1. del presente documento, al realizar la media entre los valores de resistencia de probetas en las que no se ha producido pandeo. Dicha carga de rotura experimental también es dependiente del espesor (Abrate, 1998), pero se asume constante dado que la variación va a ser pequeña siempre y cuando el laminado no haya pandeado antes de la rotura.

Los espesores de laminados cuya tensión crítica sea superior a la resistencia a compresión podrán ser ensayados con cada útil. Analizando los resultados obtenidos de la simulación, de acuerdo con la Figura 5-15, se puede afirmar que el útil ASTM no puede utilizarse para estimar la tensión a rotura a compresión de laminados con espesores inferiores a 3,75 mm, mientras que el útil desarrollado permite ensayar probetas de hasta 1,84 mm sin que aparezca pandeo en el laminado de referencia. Este último espesor es significativamente menor que el que permite el útil de la norma. Esto es coherente con los resultados experimentales obtenidos anteriormente, en donde se anticipaba (Figura 5-4) que el límite al ensayar con el útil de la norma estaba entre 2,944 y 4,416 mm, y con el útil desarrollado entre 1,472 mm y 2,944 mm para laminados intactos. Se puede concluir que se puede utilizar el útil desarrollado para estimar la resistencia a compresión de probetas sin daño, de este material y secuencia de apilamiento, en espesores de hasta 1,84 mm.

Se ha de tener en cuenta que este espesor límite es dependiente tanto del material como de la secuencia de apilamiento, por lo que habría que estudiar los límites específicos para cada configuración. Se podría plantear una simulación similar para estimar el rango de aplicación para otro material y/o secuencia de apilamiento.

Por ejemplo, se analizó la validez de la nueva metodología para otro laminado. En un estudio previo de la autora, se ensayaron probetas con el siguiente laminado (45, 0₂, -45, 90, 0)S y se obtuvo una resistencia a compresión de 447 MPa. Por otro lado, al realizar el cálculo de la tensión crítica de pandeo con el modelo numérico del útil desarrollado se obtuvieron unos 600 MPa, frente a los 154 MPa obtenidos al imponer en las simulaciones las condiciones de contorno del útil de la norma. Como era de esperar, se observa que, con un laminado con más telas a 0° como el presentado, se tiene una mayor carga crítica de pandeo, pero también una mayor resistencia. Al comparar el valor teórico estimado numéricamente de tensión crítica de pandeo, con la tensión de rotura obtenida experimentalmente, se comprueba que esta configuración de ejemplo podría ensayarse entonces mediante el útil propuesto pero no con el normalizado.

5.3.3. Límite de espesor inferior para laminados dañados

Una vez analizado el comportamiento de probetas sin daño como caso extremo, se procede a estudiar la utilización de los útiles soporte con probetas impactadas. El daño debido a impacto afectará tanto a la resistencia residual a compresión como a la carga crítica de pandeo y, por lo tanto, a los márgenes de utilización de ambos soportes.

Se utilizó un nuevo modelo numérico, similar al empleado para los laminados intactos, para estimar la tensión de pandeo en el caso de laminados dañados. La Figura 5-16 muestra el modelo utilizado para la realización de este estudio, en el que se consideraron las mismas condiciones de contorno que en el estudio anterior. En este caso, para reproducir el daño generado por el impacto, se empleó una aproximación simple; el daño se modelizó por medio de un taladro circular en el centro del laminado (Icten et al., 2013; Soutis y Curtis, 1996).

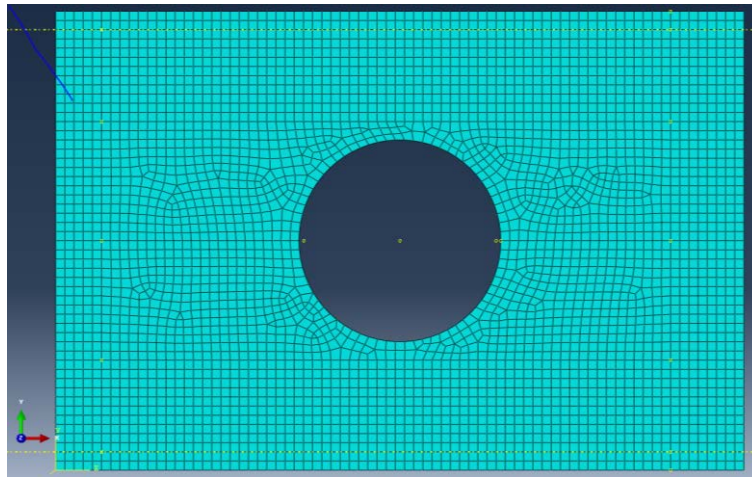


Figura 5-16: Modelo para el estudio de pandeo de laminados dañados con daño simplificado

Las Figuras 5-17 y 5-18 muestran el comportamiento a pandeo obtenido del modelo numérico con ambos útiles para laminados de 1,472 mm de espesor con un daño de 15 mm de radio.

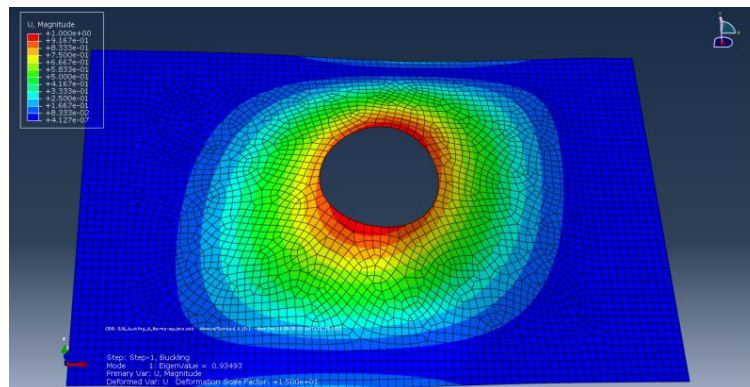


Figura 5-17: Pandeo de una probeta de 1,472 mm de espesor con un daño ($R = 15$ mm) ensayada con el útil de la norma ASTM

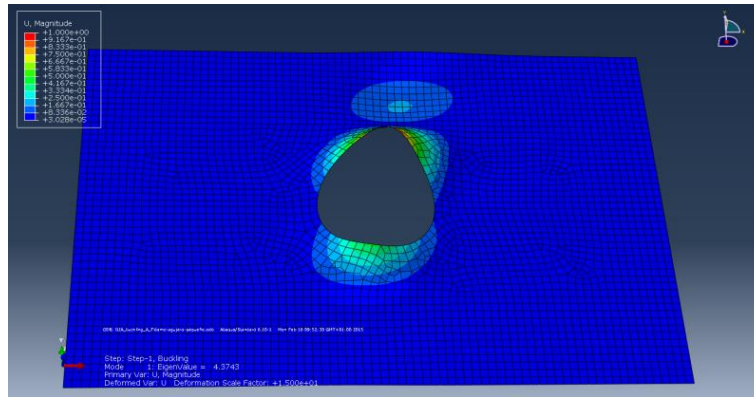


Figura 5-18: Pandeo de una probeta de 1,472 mm de espesor con un daño (R = 15 mm) ensayada con el útil desarrollado

La tensión crítica de pandeo se calculó, nuevamente a través del mínimo autovalor, para un rango de tamaños de daño. En la Figura 5-19 se muestran los resultados numéricos para un laminado de 1,472 mm con agujeros de diferentes diámetros, desde radio nulo hasta 30 mm de radio. Además, para facilitar la comprensión, en la Figura 5-19 se añaden dos líneas horizontales que representan la resistencia residual experimental obtenida al ensayar laminados dañados por impacto a E_{BVID} (tabla 5-14), mediante el útil desarrollado (línea continua) y mediante el útil de la norma (línea discontinua).

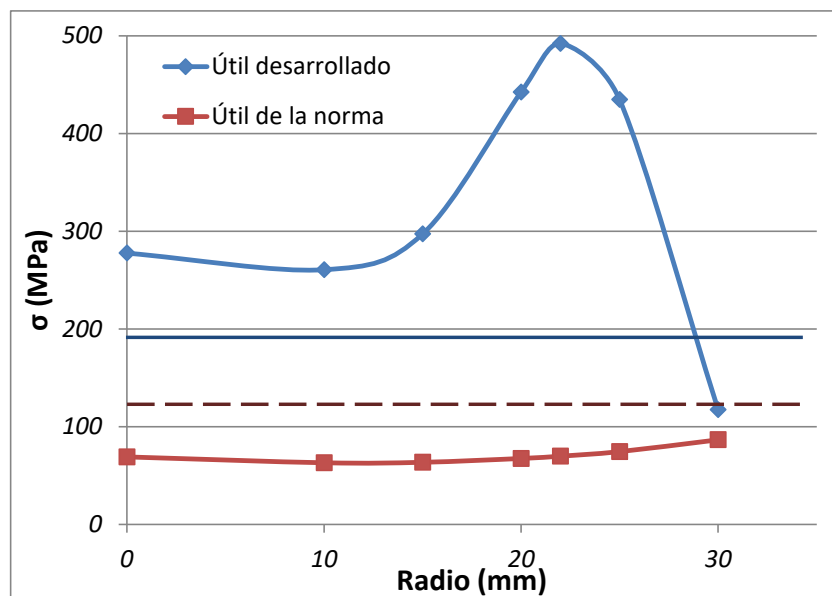


Figura 5-19: Tensión crítica de pandeo de probetas de 1,472 mm con daños de diferentes tamaños

Al igual que en los laminados intactos, la carga de pandeo para los laminados dañados ensayados en el útil desarrollado es mayor que la estimada en el útil de la norma ASTM para diferentes niveles de daño. En el caso de éste último, la tensión de pandeo no varía sustancialmente con el daño; mientras que en el caso del útil desarrollado, en la Figura 5-19, se observan valores mayores para radios entre 14 mm y 27 mm que sin daño. Esto es debido a que, a excepción de la zona dañada de la probeta, ésta queda bastante soportada. Es decir, la zona libre de la probeta es mayor en una probeta de radio 10 mm que en una con daño de radio 20 mm.

Por lo tanto, si se compara la rotura con daño con el pandeo sin daño, el análisis sigue siendo conservativo. Dado que la metodología será adecuada siempre que la carga crítica de pandeo sea superior a la resistencia residual a compresión, se considera correcta la utilización del útil siempre y cuando el pandeo se produzca por encima de 193 MPa (línea horizontal continua). Este valor se obtiene de los ensayos de probetas impactadas a E_{BVID} (tabla 5-14) en las que no se produce pandeo global previo. De esta forma, volviendo a la Figura 5-15 y cortando con una línea horizontal alrededor de los 193 MPa, con el nuevo útil desarrollado se podrían ensayar laminados dañados de hasta 1,2 mm.

A su vez, con el útil de la norma se observa que la tensión de rotura a compresión de los ensayos de probetas delgadas impactadas a E_{BVID} (línea horizontal discontinua) se encuentra por encima de la tensión crítica de pandeo. Para una misma configuración de probeta, el hecho de que se produzca el pandeo con anterioridad repercute en que la resistencia residual medida es menor, pues en lugar de romper a una tensión media de 193 MPa, rompe a 123 MPa (tabla 5-14).

El útil está optimizado para ensayar laminados impactados a E_{BVID} , aunque el concepto es adaptable a un mayor tipo de ensayos. Para una probeta sin impacto o con un daño muy pequeño se podrían juntar más los nervios para ensayar espesores menores. La distancia entre nervios es una solución de compromiso entre el mínimo espesor permitido y la no interferencia con el daño y, por tanto, se elegirá dependiendo del ensayo a realizar.

Capítulo 6

ANÁLISIS DE LA EVOLUCIÓN DE DAÑO POR COMPRESIÓN

En este capítulo, se presenta el estudio realizado para el análisis de la evolución del daño por compresión en laminados delgados. Se realizó el análisis introduciendo un daño controlado a través de una delaminación artificial circular. Inicialmente, se llevaron a cabo ensayos experimentales similares a los de compresión después de impacto pero en probetas con un daño determinado. A continuación, se realizó un modelo numérico idealizado que fue verificado, en primer lugar, mediante un análisis de sensibilidad de los parámetros del modelo y, posteriormente, se validó mediante la correlación con los ensayos mecánicos. Se comparó la evolución de la delaminación al ensayar un laminado mediante el útil de la norma, frente al ensayo con el útil desarrollado; verificando que dicha progresión del daño no se ve interferida por los nervios del nuevo útil. Gracias a los ensayos y a los modelos de daño de bajo coste computacional, se comprende mejor la evolución del daño intralaminar e interlaminar en este tipo de ensayo.



6.1. Ensayos a compresión con delaminación artificial

6.1.1. Definición de la delaminación artificial

El daño que aparece en un laminado de material compuesto debido a un impacto de baja velocidad es un fenómeno complejo, ya que contiene diversos tipos de modos de fallo. Por ello, para estudiar la progresión del daño bajo cargas de compresión de forma simplificada, el daño se introdujo en el laminado definiendo un defecto consistente en una delaminación artificial circular.

Se analizaron laminados de 2,944 mm de espesor por ser considerados como delgados, al estar por debajo de los 4 mm establecidos en la norma (ASTM D 7137, 2007). Las probetas se fabricaron introduciendo la delaminación artificial en el plano medio, considerando diversos tamaños. Para la definición de los distintos tamaños se tuvo en cuenta las áreas delaminadas en las probetas con daños reales. A partir de los ensayos de impacto a baja velocidad presentados en el capítulo 3, se obtuvo que la energía de daño apenas visible (E_{BVID}) para laminados de 2,944 mm es de 22 Julios. Para estimar el radio de la delaminación, se utilizaron tres procedimientos basados en las áreas delaminadas al impactar con esta energía.

El primero, a partir de la zona delaminada sin tener en cuenta la vela, como se observa en la Figura 6-1. De las tablas 5-3 y 5-4 del capítulo 5, se obtuvo que el diámetro medio sin vela fue de aproximadamente 30 mm, por lo que el primer radio a considerar será la mitad de este diámetro, es decir, 15 mm.

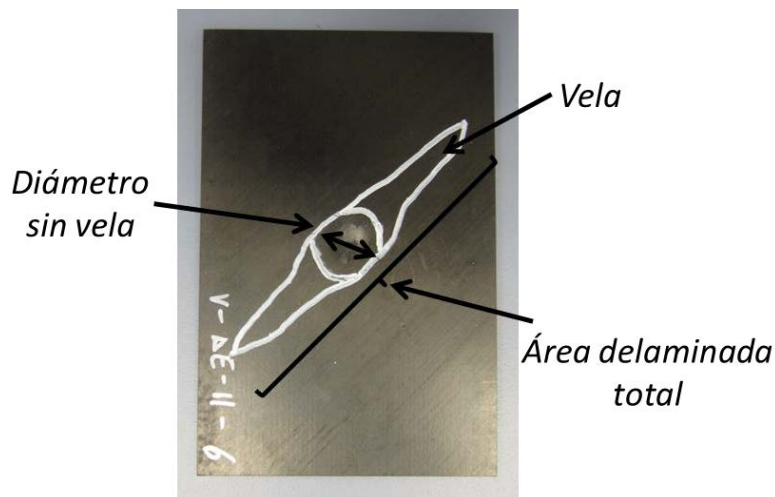


Figura 6-1: Área delaminada tipo por impacto de baja velocidad

El segundo, a partir del área total delaminada media. De las mismas tablas 5-3 y 5-4, se obtuvo el área media total delaminada obtenida mediante ultrasonidos para una energía de impacto E_{BVID} fue de 1560 mm², que al transformar esta área delaminada con vela se corresponde con un área circular de radio 22 mm.

El último, a partir del límite de daño máximo para que no se produzca interferencia con los nervios verticales. Teniendo en cuenta el esquema de la figura 4-11 del útil del capítulo 4, se comprobó que el máximo tamaño de delaminación en el que no hay interferencia con los nervios verticales es un círculo de 50 mm de diámetro (25 mm de radio).

Así pues, las delaminaciones serán círculos de radio:

- $R_1 = 15 \text{ mm}$
- $R_2 = 22 \text{ mm}$
- $R_3 = 25 \text{ mm}$

6.1.2. Fabricación de los especímenes de ensayo

Para la elaboración de los especímenes de ensayo se utilizó, esencialmente, el mismo procedimiento que el empleado en los anteriores ensayos. Dicho proceso de fabricación fue explicado en detalle en el capítulo 3. La diferencia en esta ocasión, fue que los especímenes fueron fabricados introduciendo una delaminación artificial en el plano medio del laminado.

Se fabricaron probetas con el mismo material que anteriormente, AS4/8552; con un laminado cuasi-isótropo de 16 telas, es decir, de 2,944 mm de espesor. Concretamente, se utilizó de nuevo el laminado [(45, 0, -45, 90)₂]S, ampliamente utilizado en el diseño de estructuras aeronáuticas, pero en el plano medio de las probetas se colocó un defecto artificial.

Para realizar la fabricación del panel del que se obtuvieron las probetas, se laminaron mediante ATL ("Automatic Tape Laying") 8 capas con cinta unidireccional de 300 mm de ancho de AS4/8552 preimpregnado. A continuación, se introdujo un círculo de desmoldeante en película de teflón en película autoadhesiva, concretamente ToolTec (PTFE o politetrafluoretileno, y adhesivo de silicona), del tamaño correspondiente en cada caso según el esquema expuesto en la Figura 6-2. La Figura 6-3 muestra el posicionado de los círculos de desmoldeante en la intercara correspondiente al plano medio, es decir, entre las capas 8 y 9. Para el posicionado de los centros de los círculos, se utilizó la señalización que proporciona el láser de la propia máquina de ATL. Después, se continuó con el encintado automático de las otras 8 capas de forma simétrica a las anteriores.

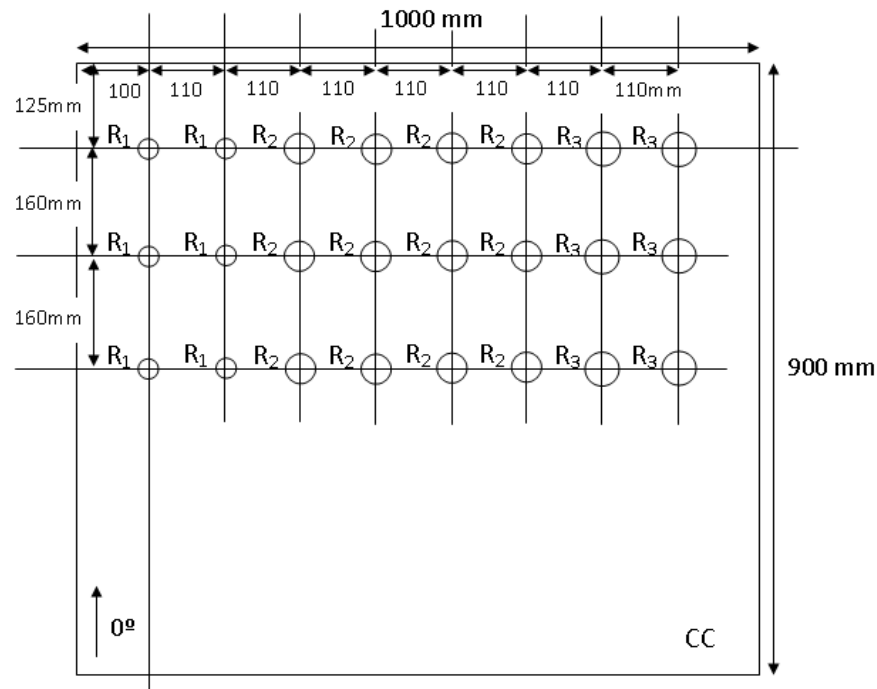


Figura 6-2: Esquema de posicionado de los círculos de teflón. El centro del círculo es indicado mediante un láser y los círculos se posicionan manualmente.

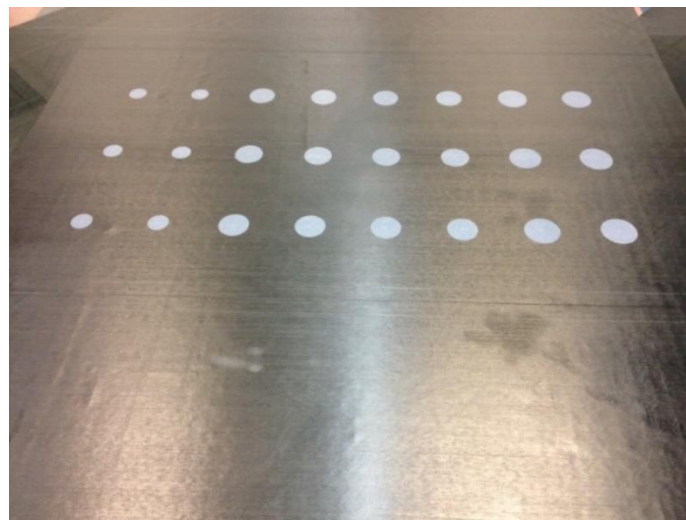


Figura 6-3: Posicionado de los círculos de teflón durante la fabricación

Una vez curado el panel, se verificó mediante ultrasonidos que no había defectos de fabricación, como se observa en la Figura 6-4, a excepción de los círculos introducidos a propósito. Además de los paneles para la obtención de las probetas, se realizó otro panel para incluir probetas de control. Se ensayaron probetas de ILSS y de Tg, confirmando que el panel cumplía con los requerimientos del material y, por lo tanto, que el ciclo se había realizado adecuadamente.

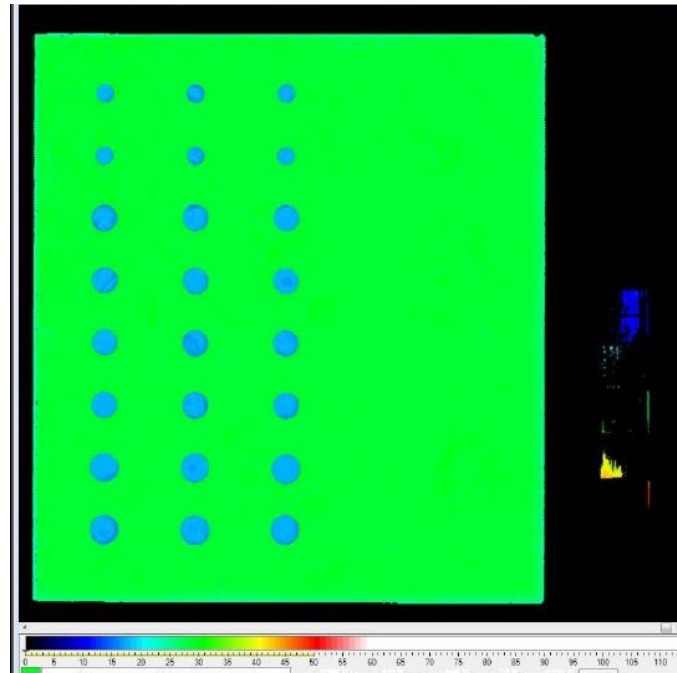


Figura 6-4: Espesor y profundidad de la delaminación obtenidos mediante C-scan

Cortando el panel y rectificando, se obtuvieron las probetas, de nuevo de 100 mm x 150 mm, con la delaminación artificial centrada.

6.1.3. Ensayos con delaminación circular

Se realizaron ensayos experimentales en probetas con la delaminación artificial, con el útil de la norma y con el útil desarrollado. El tamaño de daño que se utilizó como referencia es el de radio R_2 , por lo que para este tamaño, se ensayaron probetas con ambos útiles para poder comparar el comportamiento. Por otro lado, para ver la influencia del tamaño de la delaminación, se ensayaron probetas de diferentes radios tan sólo con el útil desarrollado, pues es el idóneo para ensayar laminados de 2,944 mm de espesor.

El resumen de los ensayos a compresión realizados es el siguiente:

- 5 probetas con delaminación de radio $R_2 = 22$ mm con el nuevo útil desarrollado.
- 3 probetas con $R_2 = 22$ mm con el útil de la norma.
- 3 probetas con $R_1 = 15$ mm con el útil desarrollado.
- 3 probetas con $R_3 = 25$ mm con el útil desarrollado.

En las probetas con la delaminación de tamaño intermedio (R_2), se colocaron galgas extensiométricas para a través del análisis de las deformaciones, comprender mejor cuando se produce el pandeo del sublaminado previo a la progresión del daño. En el esquema de la Figura 6-5 se muestra la situación de las cuatro galgas colocadas en cada probeta. Se colocó una galga a cada lado de la delaminación dejando, al menos, 26 mm hasta el borde de la probeta para que su medición durante el ensayo no se vea

interferida por los nervios verticales. Además, se colocaron dos galgas en el centro del círculo delaminado, uno por cada cara de la probeta.

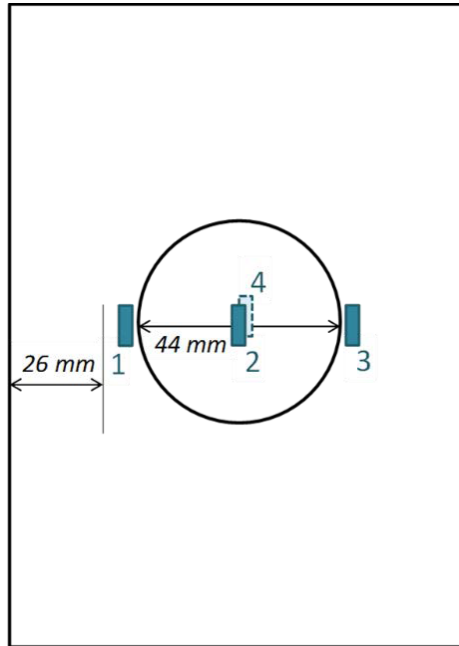


Figura 6-5: Esquema colocación de galgas extensiométricas

Estos ensayos se realizaron en la máquina de ensayos universal Instron del departamento de Mecánica de Medios Continuos y Teoría de Estructuras de la Universidad de Sevilla que se observa en la Figura 6-6. La carga se introdujo por desplazamientos como habitualmente, y la velocidad de ensayo fue constante e igual a 0,5 mm/min.



Figura 6-6: Máquina universal Instron facilitada por la Universidad de Sevilla

6.2. Modelo numérico para simulación de ensayo virtual

Se realizó un modelo numérico para comprender mejor la progresión del daño en este tipo de ensayo. Para su realización hubo que definir las propiedades necesarias para la descripción del modelo tridimensional, el comportamiento elástico, el criterio cuadrático que establece el inicio del fallo y comienzo de degradación de la interfase y, para terminar, la ley que describe la evolución del daño y la interacción en condiciones de modo mixto, que lleva al fallo final de la interfase y comienzo de la delaminación.

6.2.1. Metodología empleada para la simulación de la evolución del daño

Con el fin de simular numéricamente estos ensayos se utilizó el programa de elementos finitos Abaqus/Explicit (Abaqus/CAE User's Guide, 2014). Los modelos numéricos realizados representan distintos modos de fallo, tanto los daños intralaminares como interlaminares, para no determinar a priori el mecanismo de daño dominante. De las diferentes metodologías disponibles, descritas en el capítulo 2, se empleó el criterio de Hashin con evolución de daño para los sublaminados y la técnica de modelo de zona cohesiva CZM ("Cohesive Zone Model") para la interfase.

Para el fallo intralaminar, se asume una respuesta inicial del material elástica lineal hasta el momento del inicio del daño, y una ley de evolución del daño basada en la energía disipada durante el proceso de progresión posterior, suponiendo un ablandamiento lineal.

Se utilizó como criterio de iniciación el criterio de Hashin (1980), debido a que permite analizar el comportamiento lámina a lámina, teniendo en cuenta el fallo de la fibra y de la matriz; y, a pesar de su sencillez, proporciona resultados bastante precisos. El modelo considera cuatro tipos diferentes de modos de fallo:

- Fallo en tensión de la fibra.
- Pandeo y curvado de la fibra en compresión.
- Agrietamiento de la matriz bajo tensión transversal y cortadura.
- Aplastamiento de la matriz bajo compresión transversal y cortadura.

Para la evolución del daño intralaminar se utilizó el proceso de degradación de rigideces explicado en el estado del arte. Se consideró $\alpha=0$ (Hashin y Rotem, 1973) y una evolución del daño lineal como se muestra en la Figura 6-7.

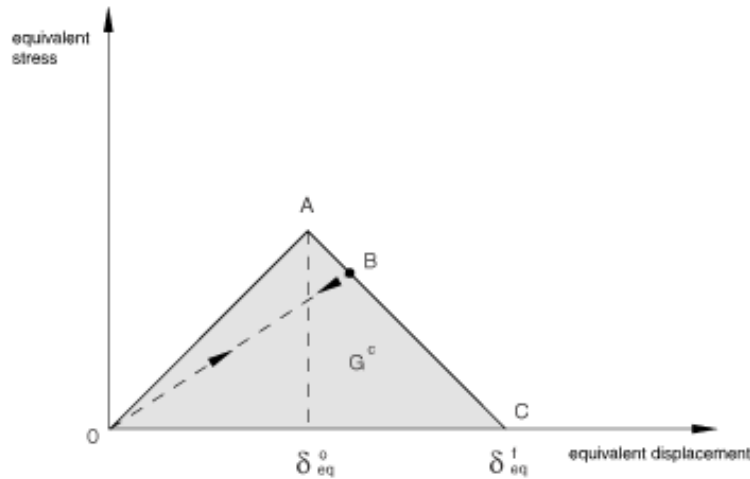


Figura 6-7: Evolución de daño lineal (Abaqus Analysis User's Guide, 2014)

Por otro lado, para el fallo interlaminar, de las diferentes metodologías disponibles explicadas en el estado del arte, se empleó la metodología CZM. Estos modelos son particularmente atractivos cuando las resistencias de la interfase son débiles si se comparan con las regiones adyacentes, como es el caso de los laminados de material compuesto (Needleman, 1987). Además, se puede predecir que la evolución de la delaminación se va a producir entre los dos sublaminados a lo largo de la interfase situada en el plano medio; por lo tanto, en el problema planteado se conoce el plano en el cual se va a desarrollar la progresión. Por ello, y por las ventajas explicadas en el capítulo 2, se utiliza el CZM para el desarrollo de los modelos numéricos.

Se utilizó una ley bilineal para representar la evolución de la delaminación dado que Alfano (2006) comprobó que es la que mejor funciona teniendo en cuenta el compromiso existente entre la precisión y el coste computacional. Para modelar la respuesta elástica del material, se empleó un modelo de tracción-separación que asume inicialmente un comportamiento lineal hasta que se cumple el criterio de daño seleccionado. Para determinar el inicio del daño en la interfase, entre los criterios presentados en el apartado 2.2.4., se estableció un criterio de tensión cuadrático como el utilizado por Ye (1988) o Brewer y Lagace (1988), que demostró una buena correlación con los valores de tensión en el inicio del fallo por delaminación. Este criterio determina que el daño comienza y, por lo tanto, se inicia la degradación, cuando la interacción cuadrática de las relaciones entre las tensiones interlaminares en las tres direcciones fuera del plano y sus correspondientes valores de resistencia máxima, alcanza un valor unidad. Está implementado en Abaqus y se denomina criterio de "Quads". Dicho criterio viene dado por la ecuación (6-1), donde t_n^0 , t_s^0 y t_t^0 son los valores máximos de resistencia de la interfase cuando la deformación es normal a la interfase o en la dirección de cortadura de deslizamiento o de desgarro, respectivamente.

$$\left(\frac{t_n}{t_n^0}\right)^2 + \left(\frac{t_s}{t_s^0}\right)^2 + \left(\frac{t_t}{t_t^0}\right)^2 = 1 \quad (6-1)$$

A partir de ese momento, se inicia la evolución del daño, simulada a través un modelo de zona cohesiva basado en una ley de ablandamiento lineal. La evolución del daño en el modelo desarrollado está regida por la energía disipada durante el proceso de daño. Esta energía de fractura es igual al área bajo la curva tracción-separación. Su dependencia en el modo mixto para el modelo propuesto queda definida mediante el criterio de fractura BK, es decir, Benzeggagh y Kenane (1996), explicado en el capítulo 2. Dicho criterio se recuerda en la ecuación (6-2), siendo η un parámetro del material. En el modelo de este estudio, η fue fijado en 2,284 por tratarse de un laminado de fibra de carbono y resina epoxi; ya que en diversas investigaciones (Camacho y Ortiz, 1996; Camanho et al, 2003) fue determinado experimentalmente y utilizado con éxito. Otros criterios basados en leyes de potencia fueron descartados por las razones explicadas con anterioridad.

$$G_{IC} + (G_{IIC} - G_{IC}) \cdot \left(\frac{G_{shear}}{G_T} \right)^\eta = G_C \quad (6-2)$$

con $G_T = G_I + G_{shear}$ y $G_{shear} = G_{II} + G_{III}$

6.2.2. Definición de los modelos realizados

Una vez definida la metodología utilizada para la caracterización de los principales modos de fallo que se encuentran en un ensayo de CAI, se procede a definir el modelo numérico completo, incluyendo la geometría, el mallado, las condiciones de contorno y las cargas.

Se realizó un modelo tridimensional con elementos cohesivos, como se muestra en la Figura 6-8. Cada sublaminado fue simulado como una capa de elementos “Continuum Shell”. Adicionalmente, se introdujo una capa de elementos cohesivos entre los dos sublaminados para permitir la potencial propagación de la delaminación, excepto en la zona de la delaminación artificial que se dejó sin conectar un sublaminado con el otro y sin elementos cohesivos entre medio.



Figura 6-8: Esquema representativo del modelo realizado

Las dimensiones y las condiciones de contorno son consistentes con los requerimientos del ensayo de la norma de CAI y con el útil desarrollado según corresponda. Se modelizaron, por lo tanto, probetas con la misma geometría que las ensayadas, de 100 mm x 150 mm. En este estudio, la modelización se realizó con una delaminación artificial de radio $R_2 = 22$ mm, al igual que los especímenes ensayados experimentalmente. Como en los modelos de los capítulos anteriores, se simularon las condiciones de contorno proporcionadas con cada útil a través de la restricción de determinados

desplazamientos (para las condiciones de contorno de cada útil ver la Figura 4-12 y la Figura 4-13 en el capítulo cuarto).

Para discretizar el laminado, se emplearon elementos hexaédricos con 8 nodos. Concretamente, se utilizaron elementos “Continuum Shell” SC8R para los sublaminados y elementos cohesivos COH3D8 para la entrecara potencial de sufrir una progresión de la delaminación. Los resultados son sensibles al mallado, puesto que la malla puede facilitar que el crecimiento del daño se produzca en una dirección preferente o que los saltos de energías sean demasiado bruscos. Se utilizó un tamaño de elemento de aproximadamente 1 mm tanto para los sublaminados como para la intercara, cuya validez se comprobará en el apartado 6.3. También en el siguiente apartado se mostrará que los elementos cohesivos pueden estar unidos a los elementos tridimensionales del sublaminado por medio de “ties” o con nodos coincidentes. En el modelo desarrollado, los elementos cohesivos tienen nodos coincidentes con los elementos de los sublaminados ya que el tamaño seleccionado es el mismo para ambos tipos de elementos.

La carga a compresión se aplicó a través de una velocidad de desplazamiento, no por control de carga, como se realizó en la realidad. El ensayo de CAI es considerado como un ensayo cuasi-estático, por lo que lo idóneo sería que la velocidad de aplicación de la carga fuera lo menor posible. A pesar de que en los ensayos experimentales la velocidad de ensayo fue de 0,5 mm/min, debido al compromiso existente entre la precisión de los resultados y el coste computacional, la velocidad de carga virtual a compresión se fijó finalmente en 2 mm/s. De todas formas, este valor será evaluado mediante un análisis de sensibilidad presentado en el apartado 6.3.

La nomenclatura de los modelos realizados fue la siguiente: “letra”_ R”número”_ “número”. Los modelos con la letra S inicial son los casos que representen ensayos realizados con el útil de norma estandarizada; mientras que los modelos con la letra R, utilizan las condiciones de contorno que simulan la utilización del útil desarrollado. Además, esta letra irá seguida de “_R” seguido de un número que representará el valor del radio de la delaminación artificial correspondiente. Finalmente, en el caso de que el nombre del modelo lleve un número más, éste será una de las variantes realizadas en el que se habrá variado alguno de los parámetros numéricos respecto de la referencia.

6.2.3. Valores de los parámetros del modelo

Propiedades del material

Las propiedades elásticas del material utilizadas, que ya se presentaron y utilizaron en el capítulo 4, se recuerdan en la Tabla 6-1.

Propiedades AS4/8552		
<i>Módulo elástico longitudinal</i>	E_{11}	130 GPa
<i>Módulo elástico transversal</i>	E_{22}	10 GPa
<i>Módulo elástico de cortadura</i>	G_{12}	5 GPa
<i>Módulo de Poisson</i>	ν	0,3
<i>Densidad</i>	ρ	1600 Kg/m ³
<i>Espesor de lámina</i>	t	0,184 mm

Tabla 6-1: Propiedades de la lámina de AS4/8552 (HexPly 8552)

Parámetros de los sublaminados

Para modelizar el fallo de los sublaminados, representados por elementos tridimensionales, como se ha comentado, se utilizó el criterio de Hashin.

En la mecánica del medio continuo, el modelo constitutivo se expresa habitualmente en términos de relaciones tensión-deformación. Cuando el material presenta un comportamiento de ablandamiento, esta formulación tiene unos resultados con una fuerte dependencia con la malla en la que la energía disipada decrece con el refinamiento de la malla. Los modelos de evolución de daño disponibles en Abaqus (Abaqus/CAE User's Guide, 2014) utilizan una formulación que trata de disminuir la dependencia con la malla. Esto se consigue introduciendo una longitud característica (L_c) en la formulación, que en el programa está relacionada con el tamaño del elemento, y expresando el ablandamiento como una ley de tensión-desplazamiento. Por lo tanto, la energía disipada durante el proceso de daño viene dada por unidad de área, en lugar de por unidad de volumen. La energía se trata como un parámetro adicional. Esta formulación garantiza que una cantidad de energía correcta es disipada y se alivia la dependencia con el tamaño de la malla.

a) Cálculo del valor de las energías de fractura intralaminar

Las fórmulas de las energías de fractura son dependientes de la longitud característica del elemento (1 mm en el caso de referencia). Considerando una relación tensión equivalente – desplazamiento equivalente triangular isósceles, como la presentada en la Figura 6-9, se pueden calcular las energías de fractura de forma aproximada a partir de las ecuaciones (6-3) a (6-10) (Abaqus/CAE User's Guide, 2014).

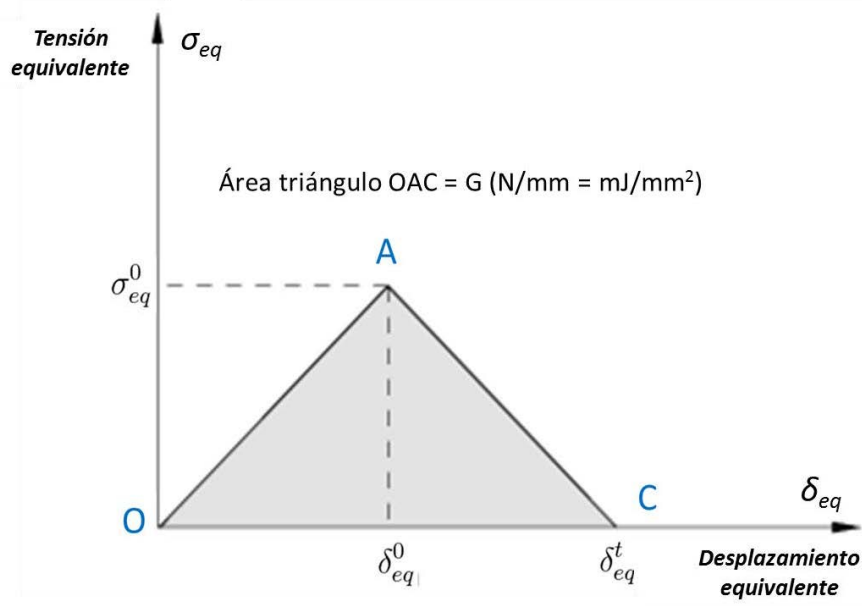


Figura 6-9: Tensión equivalente frente a desplazamiento equivalente

Energía de fractura por fallo de la fibra a tracción (G_{ft}):

$$G_{ft} = \frac{1}{2} \cdot \sigma_{ft}^0 \cdot \delta_{ft}^t \approx \frac{1}{2} \cdot \sigma_{ft}^0 \cdot 2 \cdot \delta_{ft}^0 \quad (6-3)$$

$$G_{ft} \approx \left(\frac{\sigma_{1t}^2}{E_{11}} \right) \cdot L_c \quad (6-4)$$

Energía de fractura por fallo de la fibra a compresión (G_{fc}):

$$G_{fc} = \frac{1}{2} \cdot \sigma_{fc}^0 \cdot \delta_{fc}^t \approx \frac{1}{2} \cdot \sigma_{fc}^0 \cdot 2 \cdot \delta_{fc}^0 \quad (6-5)$$

$$G_{fc} \approx \left(\frac{\sigma_{1c}^2}{E_{11}} \right) \cdot L_c \quad (6-6)$$

Energía de fractura por fallo de la matriz a tracción (G_{mt}):

$$G_{mt} = \frac{1}{2} \cdot \sigma_{mt}^0 \cdot \delta_{mt}^t \approx \frac{1}{2} \cdot \sigma_{mt}^0 \cdot 2 \cdot \delta_{mt}^0 \quad (6-7)$$

$$G_{mt} \approx \left(\frac{\sigma_{2t}^2}{E_{22}} + \frac{\tau_{12}^2}{2G_{12}} \right) \cdot L_c \quad (6-8)$$

Energía de fractura por fallo de la matriz a compresión (G_{mc}):

$$G_{mc} = \frac{1}{2} \cdot \sigma_{mc}^0 \cdot \delta_{mc}^t \approx \frac{1}{2} \cdot \sigma_{mc}^0 \cdot 2 \cdot \delta_{mc}^0 \quad (6-9)$$

$$G_{mc} \approx \left(\frac{\sigma_{2c}^2}{E_{22}} + \frac{\tau_{12}^2}{2G_{12}} \right) \cdot L_c \quad (6-10)$$

En donde σ_{1t} es la resistencia de la lámina a tracción en la dirección longitudinal, σ_{1c} es la resistencia de la lámina a compresión en la dirección longitudinal, σ_{2t} es la resistencia de la lámina a tracción en la dirección transversal, y σ_{2c} es la resistencia de la lámina a compresión en la dirección transversal.

Sabiendo que el módulo elástico considerado en la dirección de la fibra es de 130 GPa y en la dirección transversal 10 GPa, según la tabla 6-1; considerando los valores de resistencia máximos por lámina: fibra a tracción 2207 MPa, fibra a compresión 1531 MPa, matriz a tracción 81 MPa y matriz a compresión 195 MPa (HexPly 8552); y siendo 1 mm la longitud característica L_c del elemento; se obtienen las cuatro energías de fractura.

En resumen, los valores de daño utilizados en los sublaminados en relación con el daño interlaminar se muestran en la Tabla 6-2.

Valores de parámetros del laminado		
<i>Resistencia a tracción longitudinal</i>	σ_{1t}	2207 MPa
<i>Resistencia a compresión longitudinal</i>	σ_{1c}	1531 MPa
<i>Resistencia a tracción transversal</i>	σ_{2t}	81 MPa
<i>Resistencia a compresión transversal</i>	σ_{2c}	195 MPa
<i>Resistencia a cortadura</i>	τ_{12}	114 MPa
<i>Energía de fractura longitudinal a tracción</i>	G_{ft}	37,47 N/mm
<i>Energía de fractura longitudinal a compresión</i>	G_{fc}	18,03 N/mm
<i>Energía de fractura transversal a tracción</i>	G_{mt}	1,96 N/mm
<i>Energía de fractura transversal a compresión</i>	G_{mc}	5,1 N/mm

Tabla 6-2: Parámetros de daño de los sublaminados

Parámetros de la interfase

En la intercara se han utilizado elementos cohesivos de espesor nulo. A continuación, se explica cómo se fijaron los valores de rigidez, tasa de liberación de energía, tamaño y resistencia de dichos elementos.

a) Valor de rigidez de los elementos cohesivos

La contribución a la deformación global de los elementos cohesivos es pequeña (Turon et al., 2010), para evitar introducir una deformación lineal en el modelo que no se corresponda con la realidad. La selección correcta de la rigidez de la interfase es importante para el funcionamiento adecuado del modelo. Existen diferentes aproximaciones (Daudeville et al., 1995; Zou et al., 2003), pero la definición ha sido basada en los planteamientos de Camanho et al. (2003) y Turon et al. (2007).

Algunos estudios obtienen buenos resultados utilizando valores para la rigidez de la interfase de 10^6 N/mm^3 sin ningún tipo de corrección con el espesor de las láminas (Camanho et al., 2003). Otro planteamiento a partir de consideraciones del comportamiento mecánico del laminado es llevado a cabo por Turon et al. (2007). Teniendo en cuenta el efecto de la capa cohesiva en el comportamiento elástico del material, se debe cumplir la ecuación (6-11) para que se mantengan las condiciones de equilibrio en el laminado.

$$\sigma_{3t} = E_{33} \cdot \varepsilon = K \cdot \Delta \quad (6-11)$$

Donde σ_{3t} es la tracción sobre el área del laminado, ε es la deformación, K es la rigidez de la interfase que relaciona las tensiones resultantes en la interfase con los desplazamientos de la misma (Δ) y E_{33} el módulo fuera del plano del material.

La deformación efectiva del material (ε_{eff}) viene dada por la ecuación (6-12), siendo t_a el espesor de una lámina adyacente.

$$\varepsilon_{\text{eff}} = \frac{\delta t}{t_a} + \frac{\Delta}{t_a} = \varepsilon + \frac{\Delta}{t_a} \quad (6-12)$$

Para mantener la condición de equilibrio se debe cumplir la ecuación (6-13) y, por lo tanto, la ε_{eff} se puede reescribir como función del módulo fuera del plano del material, como se muestra en la ecuación (6-14).

$$\sigma = E_{\text{eff}} \cdot \varepsilon_{\text{eff}} \quad (6-13)$$

$$E_{\text{eff}} = E_{33} \cdot \left(\frac{1}{1 + \frac{E_{33}}{K \cdot t_a}} \right) \quad (6-14)$$

Cuando $E_{33} \ll K \cdot t_a$, las propiedades elásticas del laminado no se van a ver afectadas por la capa cohesiva y, por lo tanto, K puede ser definida por la ecuación (6-15); donde α_o es un parámetro mucho mayor que 1.

$$K = \frac{\alpha_o \cdot E_{33}}{t_a} \quad (6-15)$$

Los valores muy elevados de K pueden producir problemas numéricos pero, simultáneamente, ésta debe ser lo suficientemente alta para asegurar una rigidez razonable del conjunto (Zou et al., 2003), pues en teoría, antes del daño, el desplazamiento debería ser extremadamente pequeño. Según Turon et al. (2007), un valor de α_o mayor que 50 conlleva pérdidas de la rigidez del laminado menores al 2%, que se pueden considerar despreciables teniendo en cuenta las dispersiones experimentales habituales del problema objeto de estudio.

En este caso, se ha utilizado un valor de α_0 igual a 50; que junto con el valor del espesor, determina el valor de la rigidez de la interfase en modo I (ecuación (6-16)).

$$K = \frac{50.10000}{1,472} = 339673,9 \frac{\text{N}}{\text{mm}^3} \cong 3,4.10^5 \frac{\text{N}}{\text{mm}^3} \quad (6-16)$$

Utilizando de nuevo la ecuación (6-15) se determinan las rigideces de la interfase frente a las tensiones de cortadura en las dos direcciones. Los valores de rigidez de la interfase para todos los modos son:

$$\begin{aligned} K_n &= 3,4.10^5 \frac{\text{N}}{\text{mm}^3} \\ K_s &= 1,7.10^5 \frac{\text{N}}{\text{mm}^3} \\ K_t &= 1,7.10^5 \frac{\text{N}}{\text{mm}^3} \end{aligned}$$

b) Valores de la tasa de liberación de energía interlaminar

Las energías de fractura interlaminar se determinan habitualmente experimentalmente por medio de los ensayos DCB y ENF, como se explicó en el capítulo 2, para modo I y modo II respectivamente. Para el modo III se utilizó la misma ley de degradación que para el modo II, pues el material en la zona de progresión de la grieta es independiente de la dirección de las deformaciones cortantes (Griffith, 1920; Yang y Cox, 2005).

En la literatura existen diversas fuentes que utilizan distintos valores de G_{IC} y G_{IIC} para materiales similares al de este estudio. Algunos ejemplos de valores habituales tomados por diferentes autores se resumen en la Tabla 6-3.

Fuente	G_{IC} (N/mm)	G_{IIC} (N/mm)
<i>Mi et al., 1998</i>	0,514	1,014
<i>Bonhomme et al., 2010</i>	0,250	0,791
<i>Mollón et al., 2012</i>		
<i>Turon et al., 2010</i>	0,260	1,002
<i>Vandellon et al., 2013</i>		
<i>Alfano et al., 2010</i>	0,330	0,800
<i>Gonzalez et al., 2012</i>	0,280	0,790

Tabla 6-3: Valores de la tasa de liberación de energía en modo I y modo II para materiales carbono/epoxi según diversos autores

Se fijó un valor de la tasa crítica de liberación de energía en modo I en 0,5 N/mm y de 1 N/mm en modo II en base a los valores utilizados en la bibliografía comentada. De todas formas, dadas las importantes diferencias entre los valores utilizados por los distintos autores, se comprobará la influencia de dichos valores en los resultados obtenidos en el siguiente apartado.

c) Tamaño crítico del elemento cohesivo y resistencia de la intercara

Para analizar el tamaño crítico de los elementos cohesivos, se debe calcular la longitud de la zona cohesiva. La longitud de la zona cohesiva se define como la distancia desde la punta de grieta hasta el punto donde se tiene la máxima tracción en el cohesivo, es decir, dónde se produce el proceso de daño irreversible.

Una discretización desmesuradamente refinada puede suponer un coste computacional excesivo pero, simultáneamente, el tamaño del elemento cohesivo tiene que ser, al menos, menor que la zona cohesiva (Jacques et al., 2015; Turon et al., 2007). Cuando la zona cohesiva se discretiza con pocos elementos, la energía de fractura no se representa de forma precisa y el modelo no captura el cambio continuo del crecimiento del daño cohesivo (Turon et al., 2005). Dependiendo del tamaño del elemento utilizado, es posible que la energía que tiene que ser disipada en el elemento, exceda la energía elástica en el inicio del daño en un modo determinado.

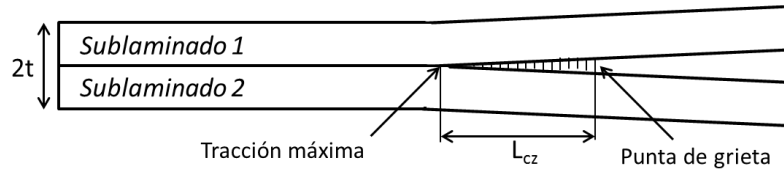


Figura 6-10: Representación esquemática de la zona cohesiva

En la Figura 6-10 se representa la zona cohesiva. En la literatura se han propuesto diferentes modelos para estimar la longitud de la zona cohesiva L_{cz} . Inicialmente, el modelo de Hillerborg et al. (1976) estableció la longitud característica según la ecuación (6-17), que depende de las propiedades del material.

$$L_{cz} = \frac{EG_i}{\sigma_i^2} \quad (6-17)$$

Turon et al. (2007) adaptaron la ecuación anterior (6-17) para un material ortótropo teniendo en cuenta dos modos de rotura, como se detalla en las ecuaciones (6-18) y (6-19); donde E_{33} es el módulo elástico fuera del plano, G_{13} el módulo de cortadura por deslizamiento, t_n^0 es la resistencia de interfase a tracción y t_s^0 es la resistencia de la interfase a cortadura por deslizamiento.

$$L_{czI} = M \cdot E_{33} \cdot \frac{G_{IC}}{(t_n^0)^2} \quad (6-18)$$

$$L_{czII} = M \cdot G_{13} \cdot \frac{G_{IIC}}{(t_s^0)^2} \quad (6-19)$$

El número de elementos en la zona cohesiva (N_e) es la longitud de la zona cohesiva L_{cz} entre la longitud característica del elemento L_e . Según Camanho et al. (2003) es suficiente con considerar tres elementos dentro de la zona cohesiva,

aunque otros autores proponen la utilización de un mayor número de elementos (Moës y Belytschko, 2002).

Sin embargo, existe una estrategia para poder aumentar el tamaño de malla. Cambiar la resistencia t_n^o y t_s^o no influye mucho en las uniones rígidas, pues en el borde tenemos una singularidad. Al tener tensiones infinitas, no influirá mucho en los resultados el tener una resistencia u otra. Por lo tanto, según Turon et al. (2005 y 2007), es posible modificar la resistencia interlaminar según la ecuación (6-20).

$$\sigma^o = \sqrt{\frac{M \cdot E \cdot G_C}{N_e \cdot L_e}} = 40,825 \text{ MPa} \quad (6-20)$$

Considerando $M = 1$, por ser el valor utilizado con más frecuencia, como propusieron Hilleborg (1976) y Rice (1968); y $N_e = 1$ y $L_e = L_c = 1 \text{ mm}$, se tiene $t_n^o = t_s^o = 40,825 \text{ MPa}$.

Los parámetros de los modelos de daño utilizados para caracterizar la interfase estimados hasta el momento se resumen en la Tabla 6-4. Se incluyen tanto parámetros que representan la rigidez de los elementos cohesivos para todos los modos, como parámetros de daño interlaminar.

Valores de parámetros de la entrecara		
<i>Rigidez de la interfase fuera del plano</i>	K_n	$3,4 \cdot 10^5 \text{ N/mm}^3$
<i>Rigidez de la interfase a cortadura</i>	$K_s = K_t$	$1,7 \cdot 10^5 \text{ N/mm}^3$
<i>Tasa crítica de liberación de energía en modo I</i>	G_{IC}	$0,5 \text{ N/mm}$
<i>Tasa crítica de liberación de energía en modo II</i>	G_{IIC}	1 N/mm
<i>Resistencia normal de la interfase</i>	t_n^o	$40,825 \text{ MPa}$
<i>Resistencia a cortadura de la interfase</i>	$t_s^o = t_t^o$	$40,825 \text{ MPa}$

Tabla 6-4: Parámetros de los elementos cohesivos

Estos son los valores utilizados en las simulaciones que se analizan y se justifican con más detalle en el siguiente apartado.

El modelo “S_R22_1” se realizó con los parámetros anteriores y con las condiciones de contorno del útil de la norma ASTM D 7137. El modelo “R_R22_1” se alimentó de los mismos parámetros pero, en este caso, con las condiciones de contorno provistas por el útil desarrollado.

6.2.4. Resultados del modelo numérico

En primer lugar, se desarrolló el modelo que simula los ensayos realizados con el útil de la norma ASTM. Tras realizar el análisis mediante Abaqus Explicit se obtuvieron los resultados numéricos de dicho modelo (S_R22_1).

En la Figura 6-11 se presenta la carga aplicada en función del tiempo; la representación en función del desplazamiento tendría el mismo comportamiento dado que la velocidad de aplicación de la carga es constante. El primer máximo es el momento en el que se empiezan a eliminar los elementos cohesivos (61 kN), mientras que el máximo absoluto es el momento en el que se produce el fallo catastrófico (68,3 kN).

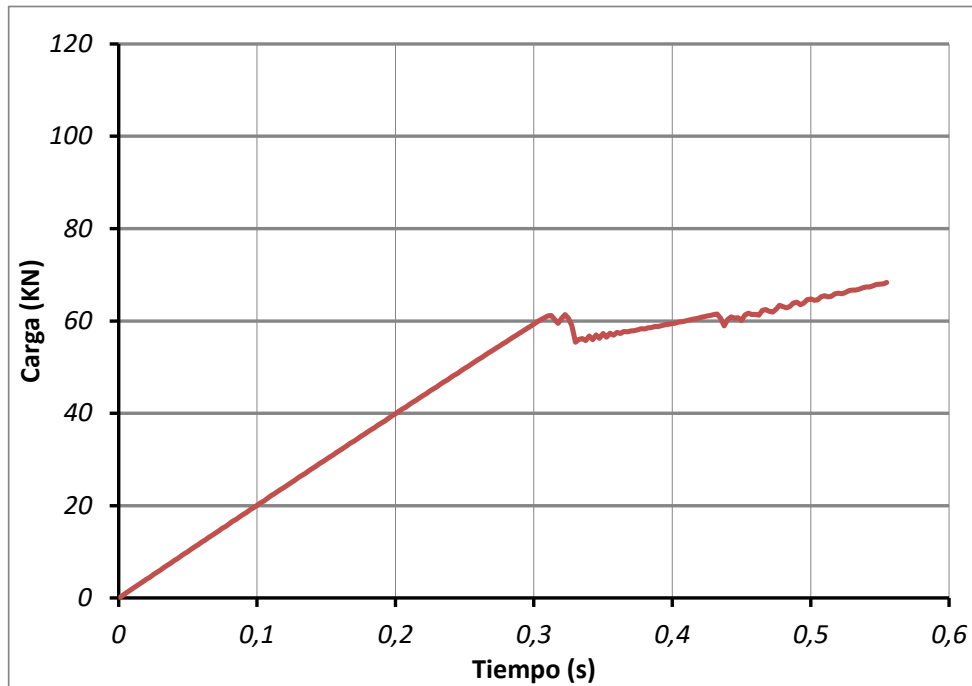


Figura 6-11: Carga registrada numéricamente frente al tiempo con el útil de la norma para especímenes de 2,944 mm de espesor con un daño de 22 mm de radio (modelo S_R22_1)

A continuación, se realizó el modelo que representa los ensayos realizados con el útil desarrollado (R_R22_1.odt). El gráfico carga-tiempo del ensayo mediante este útil se observa en la Figura 6-12. En este caso, al no haber un pandeo global previo, el fallo por progresión de la delaminación y la rotura de fibras posterior se producen más tarde y de forma más continua.

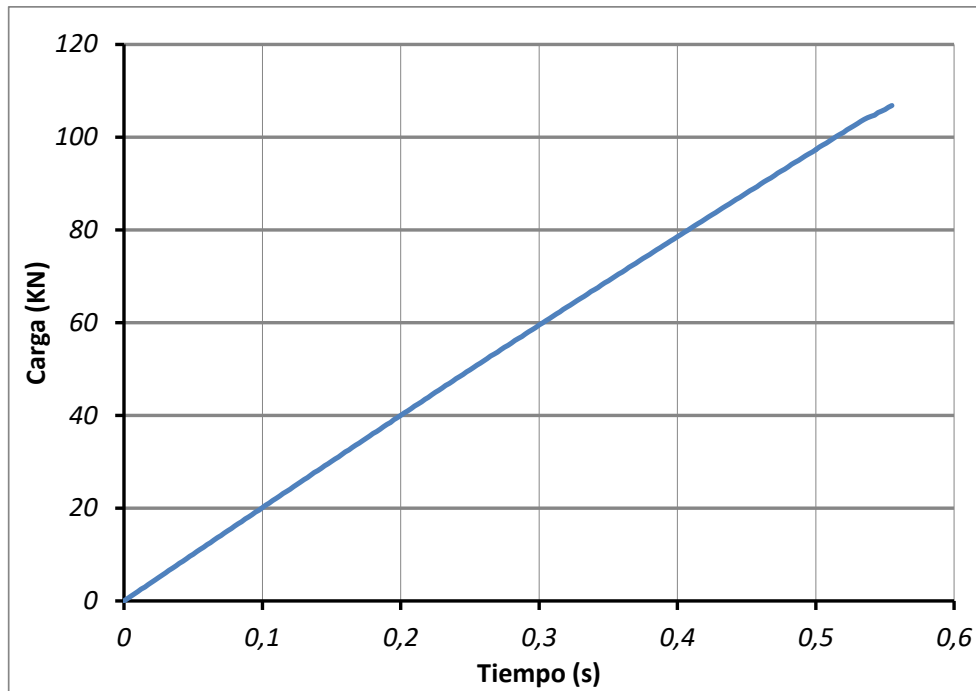


Figura 6-12: Carga registrada numéricamente frente al tiempo con el útil desarrollado para especímenes de 2,944 mm de espesor con un daño de 22 mm de radio (modelo R_R22_1)

Los resultados más detallados de estas simulaciones de ensayos con ambos útiles serán analizados en el apartado 6.5.2, una vez que se haya realizado la validación de los modelos.

6.3. Análisis de sensibilidad de los parámetros del modelo

Para verificar la validez del modelo numérico propuesto, se comprobó la influencia de los distintos parámetros empleados en los resultados numéricos. Para ello, se realizó un análisis de sensibilidad a través del modelo de la norma. Como referencia se utilizó el modelo S_R22_1.

A continuación, se presenta el análisis de variabilidad de los parámetros numéricos y de material llevado a cabo para comprobar que el modelo se ha realizado correctamente y que los resultados son coherentes. El primer lugar, se analizan los parámetros que afectan al procesado del modelo; después, en el apartado 6.3.2., los parámetros del sublaminado y, finalmente, los parámetros de los elementos cohesivos.

6.3.1. Parámetros que afectan al procesado del modelo

El ensayo de CAI es un ensayo cuasi-estático que se modelizó con una velocidad de desplazamiento mayor de la utilizada en los ensayos experimentales para que fuera

posible su cálculo en un tiempo razonable. Se ha tratado de reducir el tiempo de máquina necesario al máximo para poder ser más ágil a la hora de realizar modelos y para que dichos modelos puedan ser útiles para la industria en un futuro. En el caso de que se quiera realizar un modelo de una parte real de una estructura aeronáutica, será posible hacerlo mediante este tipo de modelos utilizando una máquina con mayor capacidad de cálculo, pero no sería posible con modelos multicapa o más complejos que implicaran un mayor número de incrementos.

Para reducir el número de incrementos necesarios n , se puede aumentar la velocidad de la simulación o utilizar el escalado de la masa. Reducir el tiempo computacional acelerando la simulación implica que, al aumentar las fuerzas de inercia puede cambiar la respuesta.

Por otro lado, el tiempo de incremento estable está relacionado con la densidad del material, y puede ser expresado mediante la ecuación (6-21), donde L_c es la longitud característica y c_d la velocidad de onda en el material. Para Poisson igual a cero, la velocidad c_d viene dada por la ecuación (6-22), donde E es el módulo elástico y ρ la densidad del material. Cuando se incrementa el límite, menos incrementos son necesarios para llevar a cabo el análisis.

$$\Delta t = \frac{L_c}{c_d} \quad (6-21)$$

$$c_d = \sqrt{\frac{E}{\rho}} \quad (6-22)$$

Si mediante el “mass scaling” (o escalado de masa) se incrementa de forma artificial la densidad del material por un factor de f^2 , decrece c_d por f y, por lo tanto, se reduce n a n/f pues el tiempo de incremento estable se incrementa en un factor de f . Esto tiene el mismo efecto sobre las fuerzas de inercia que acelerar el tiempo de la simulación (Abaqus Analysis User’s Guide, 2014).

En el apartado 4.3.3 se indicó que la velocidad de aplicación de la carga real fue de 0,5 mm/min, mientras que en las simulaciones se realizó todo el proceso a una velocidad de 2 mm/s. El tiempo mínimo de incremento que se impuso fue de un microsegundo.

Para realizar todas las simulaciones se utilizó un ordenador Intel® Core™ i7-4790 CPU @ 3.60GHz de 4 núcleos con 16 GB de memoria RAM. Para correr el caso de referencia S-R22-1 se necesitaron 42152 s de tiempo de máquina.

Influencia de la velocidad de aplicación de la carga

Como se ha comentado, en el modelo de referencia S_R22_1 se utilizó una velocidad de 2 mm/s en compresión (carga por desplazamiento forzado). Para comprender la

influencia de este parámetro en los resultados, se realizaron otros tres modelos variando la velocidad de aplicación de la carga, como se muestra en la Tabla 6-5.

<i>Modelo</i>	<i>Velocidad (mm/s)</i>
<i>S_R22_2</i>	1
<i>S_R22_1</i>	2
<i>S_R22_3</i>	4
<i>S_R22_4</i>	8

Tabla 6-5: Nomenclatura de los modelos para cada velocidad de aplicación de carga

En la Figura 6-13, se observa que la variación del resultado obtenido para una velocidad de 1 mm/s y de 2 mm/s no es elevada (similar comportamiento y 3,9% de diferencia en la carga máxima), mientras que el tiempo de máquina necesario se reduce a la mitad (Figura 6-14). Por otro lado, para velocidades mayores, de 4 mm/s y 8 mm/s, el tiempo de máquina se sigue reduciendo considerablemente como era de esperar (Figura 6-14), pero aparece más ruido en los resultados obtenidos (Figura 6-13).

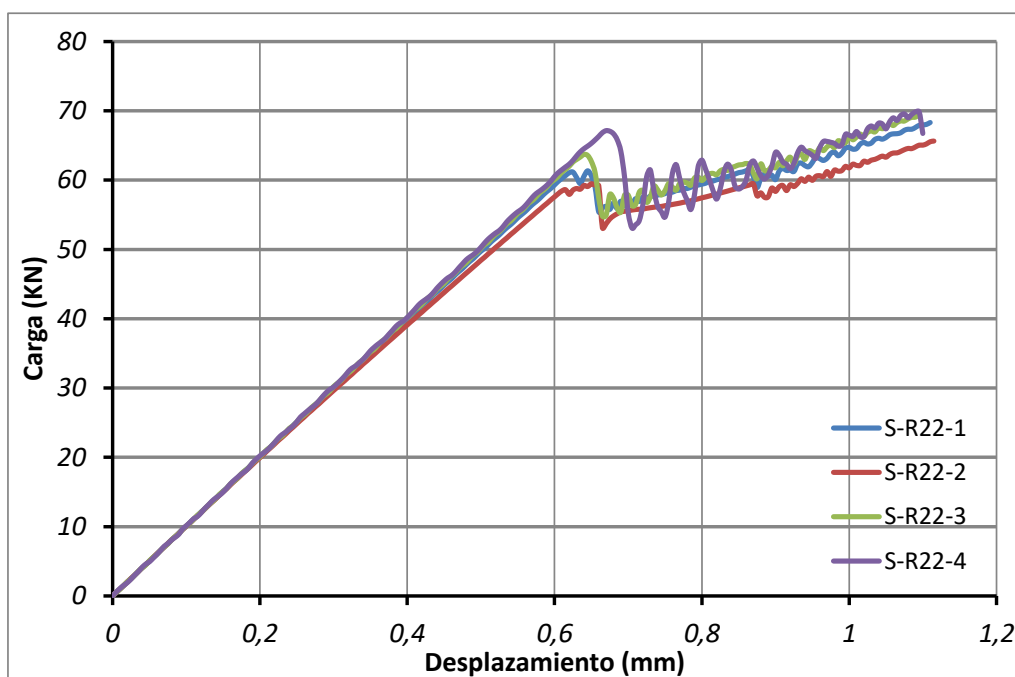


Figura 6-13: Carga-desplazamiento para distintas velocidades de aplicación de la carga

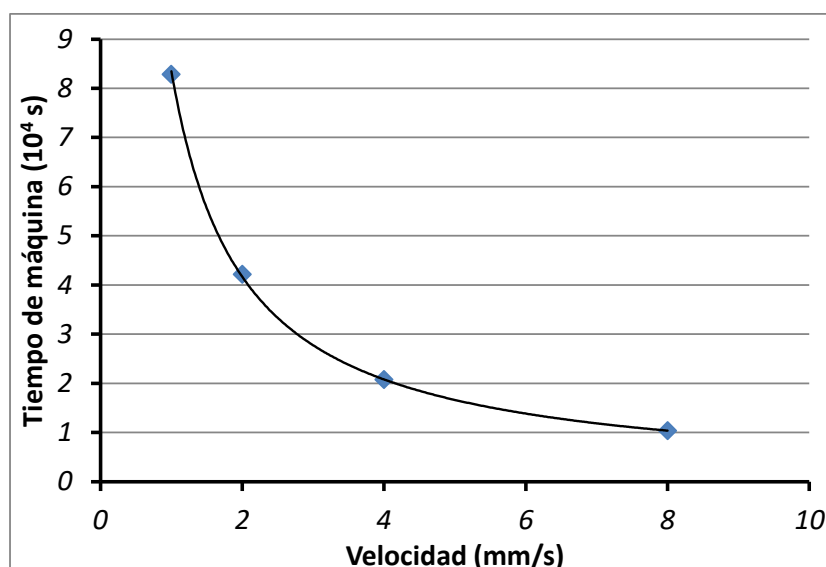


Figura 6-14: Tiempo de máquina necesario en función de la velocidad de aplicación de la carga

Influencia del “Mass scaling”

Gracias al escalado de masa se consiguió reducir el tiempo de cálculo a valores más prácticos, pero es interesante comprobar la sensibilidad de los resultados frente a este parámetro. En este caso, se utilizó un “mass scaling” por medio de la definición de un tiempo del incremento estable mínimo. Por ello, se realizaron varios modelos modificando este parámetro para comprobar su influencia. Los valores analizados se resumen en la Tabla 6-6.

Modelo	Mass scaling (s)
S_R22_5	$5 \cdot 10^{-7}$
S_R22_1	$1 \cdot 10^{-6}$
S_R22_7	$5 \cdot 10^{-6}$
S_R22_6	$1 \cdot 10^{-5}$

Tabla 6-6: Nomenclatura de los modelos para cada tiempo mínimo de incremento estable

La Figura 6-15 muestra los resultados obtenidos mediante las simulaciones numéricas y la Figura 6-16 el tiempo empleado en cada caso. Cuanto mayor es el incremento de tiempo, menos tiempo de máquina es necesario para realizar el cálculo, pero sólo se puede aumentar hasta un límite. Para incrementos menores a un microsegundo los resultados alcanzados son parecidos pero, cuando se aumenta más este valor, el comportamiento empieza a ser dependiente de este parámetro y a producir ruido en los resultados.

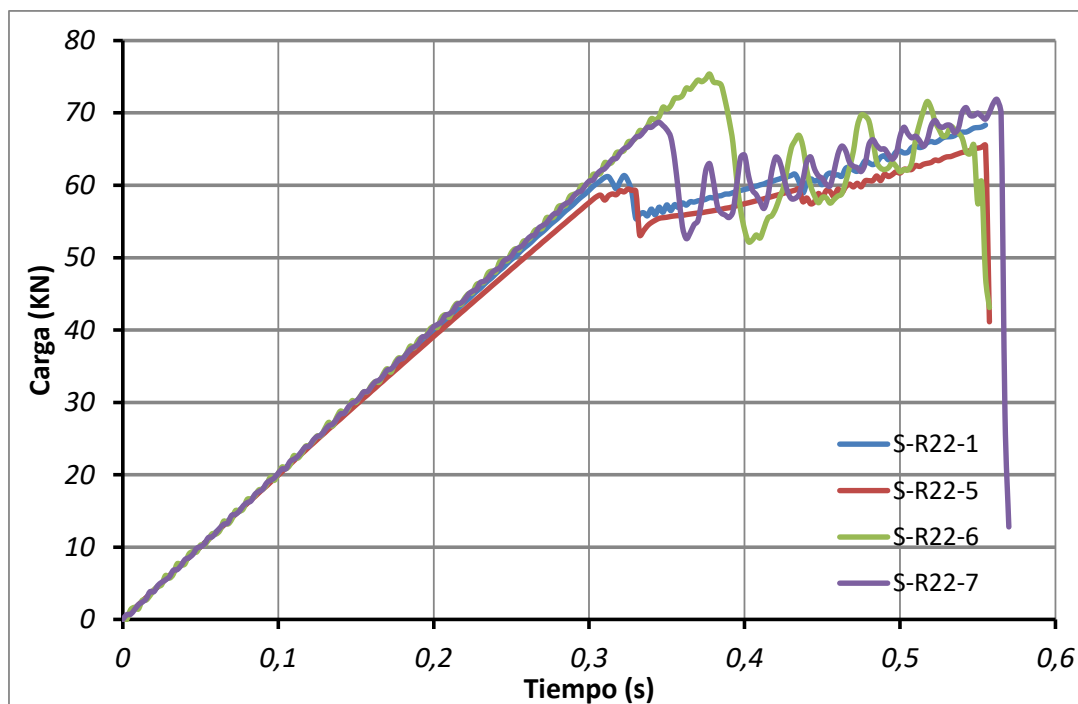


Figura 6-15: Carga-tiempo para distintos valores de “mass scaling”

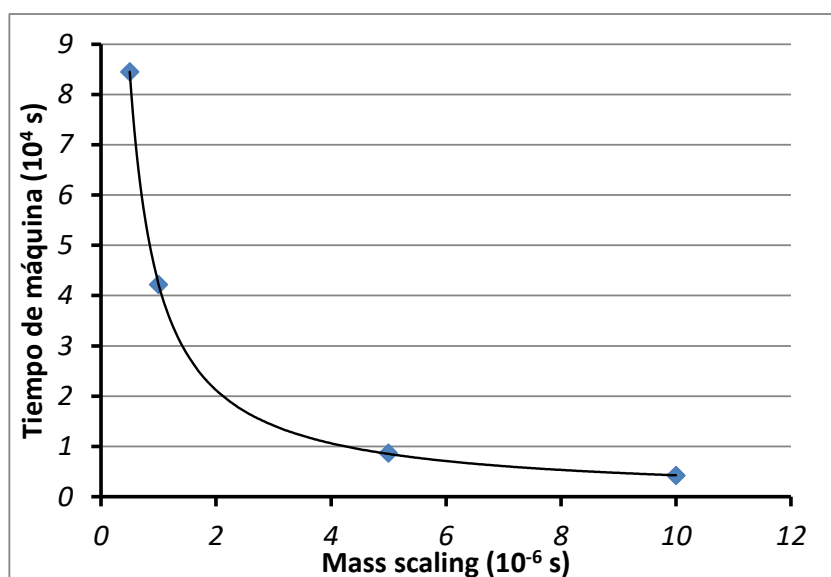


Figura 6-16: Tiempo de máquina en función de cada valor de tiempo del incremento

Adicionalmente, se comprobó que el trabajo realizado debido a la masa añadida por el “mass scaling” (ALLMW) es despreciable frente a la energía interna total (ALLIE). Por todo lo anterior, el valor tomado en el modelo de referencia es adecuado para llevar a cabo las simulaciones.

Influencia de la Viscosidad

La viscosidad es un parámetro utilizado para controlar el amortiguamiento. Por defecto, Abaqus/Explicit introduce un amortiguamiento para controlar las oscilaciones de alta

frecuencia. A su vez, introducir amortiguamiento a la solución reduce el tiempo de incremento estable (Abaqus Analysis User's Guide, 2014). Los valores de defecto utilizados son:

- Lineal ("linear bulk viscosity parameter"): 0,06
- Cuadrática ("quadratic bulk viscosity parameter"): 1,2

Para comprobar que estos valores no afectan a los resultados se realizó un análisis de variabilidad. Se analizó el comportamiento con viscosidad nula y con el doble de la impuesta por defecto. Los valores concretos se presentan en la Tabla 7.

<i>Modelo</i>	<i>Viscosidad lineal</i>	<i>Viscosidad cuadrática</i>
<i>S_R22_1</i>	<i>0,06</i>	<i>1,2</i>
<i>S_R22_8</i>	<i>0</i>	<i>0</i>
<i>S_R22_9</i>	<i>0,12</i>	<i>2,4</i>

Tabla 6-7: Nomenclatura de los modelos para distintas viscosidades

Al observar la Figura 6-17, se comprueba la necesidad de utilizar un valor de viscosidad. Simultáneamente, se verificó que el valor de viscosidad seleccionado, dentro de un orden, no influye significativamente en los resultados.

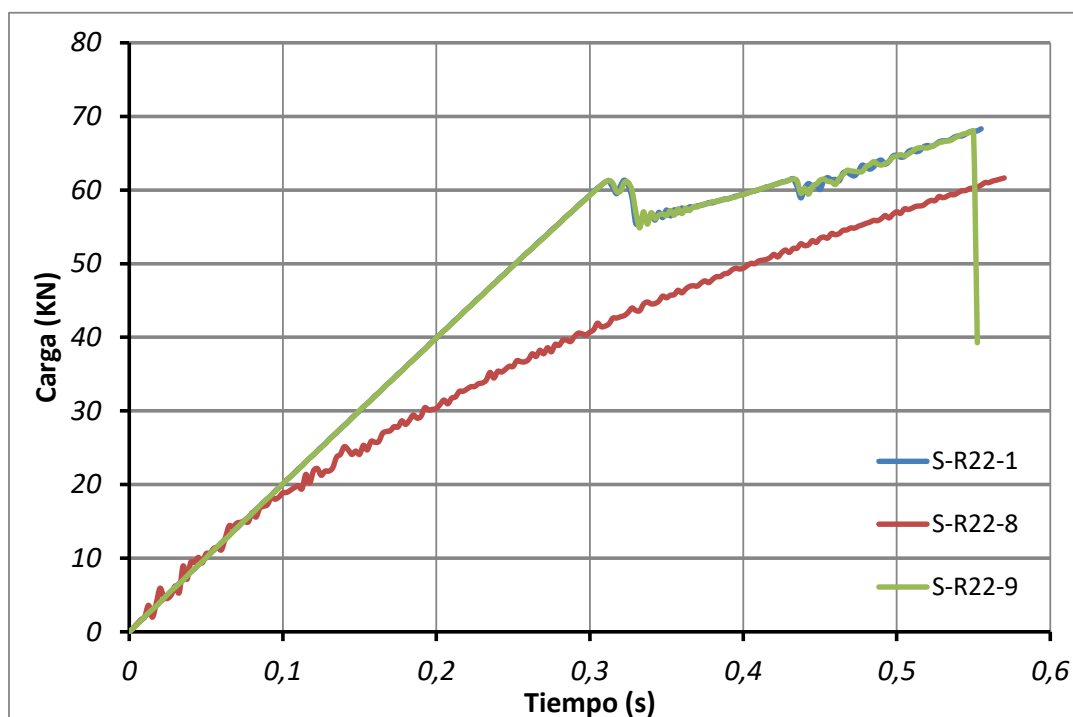


Figura 6-17: Carga-tiempo para los distintos valores de viscosidad

6.3.2. Parámetros del sublaminao (intralaminar)

A continuación se analizan los parámetros del sublaminao que pueden influir en la progresión del daño intralaminar.

Módulos y resistencias

Los módulos y resistencias de las distintas orientaciones de lámina se consideraron como datos consolidados del material, no como parámetros numéricos, por lo que no se realizó un análisis de sensibilidad sobre ellos. Se utilizaron las propiedades del material presentadas en el apartado 6.2.3.

Influencia de las energías de fractura intralaminar

La energía de evolución del daño controla la energía necesaria para degradar completamente las propiedades del material. Los cuatro parámetros de tasa de liberación de energía intralaminares (fibra a tracción G_{ft} , fibra a compresión G_{fc} , matriz a tracción G_{mt} y matriz a compresión G_{mc}) definen la evolución de daño en términos de energía necesaria para el fallo (energía de fractura) tras la iniciación del daño.

Los valores de las energías de fractura se estimaron en el apartado 6.2.3. y, como se explicó, son dependientes de la longitud característica del elemento (1 mm en el caso de referencia). Para comprobar el efecto que tiene este parámetro sobre los resultados del modelo se realiza de nuevo un análisis de sensibilidad variando dichas energías y manteniendo la L_c constante.

En el modelo de referencia, las energías de fractura intralaminar utilizadas fueron estimadas mediante un triángulo isósceles. Para el modelo nº 10 las energías de fractura introducidas fueron las consideradas en el modelo de referencia divididas entre 2, para el modelo nº 11 multiplicadas por 2 y, para el modelo nº 12, multiplicadas por 4. Dichos valores se presentan en la Tabla 6-8.

Modelo	G_{ft} (N/mm)	G_{fc} (N/mm)	G_{mt} (N/mm)	G_{mc} (N/mm)
<i>S_R22_1</i>	37,47	18,03	1,96	5,10
<i>S_R22_10</i>	18,73	9,02	0,98	2,55
<i>S_R22_11</i>	74,94	36,06	3,91	10,20
<i>S_R22_12</i>	149,87	72,12	7,82	20,41

Tabla 6-8: Nomenclatura de los modelos para distintos valores de energía de fractura

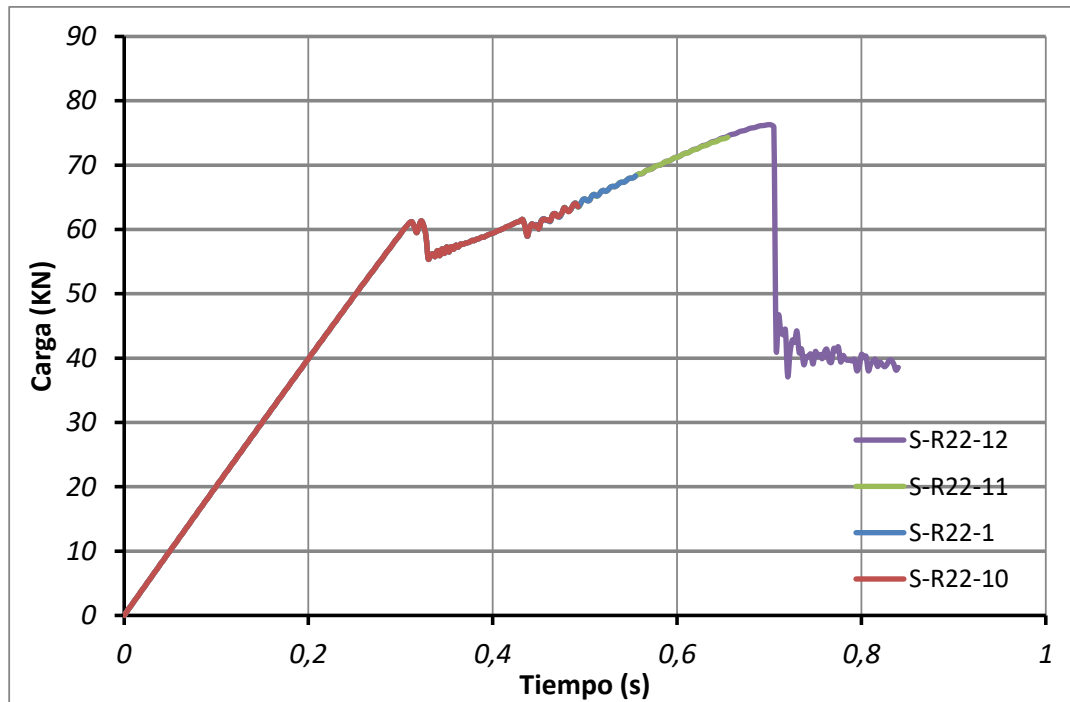


Figura 6-18: Carga-tiempo para distintas energías de daño intralaminar

Se observa, como era de esperar, que para mayores energías de fractura, la capacidad de soportar carga es mayor. En la Figura 6-18, se comprueba que las energías de fractura del laminado no afectan al daño interlaminar pero sí influyen en el fallo con rotura de fibras. A pesar de eso, se considera que las energías de daño intralaminar utilizadas en el modelo S_R22_1 son adecuadas para nuestro propósito ya que una pequeña variación de las mismas no implica la variación de la tendencia del comportamiento.

6.3.3. Parámetros de los elementos cohesivos (interlaminar)

Una vez analizados los parámetros intralaminar, se procede al estudio de los parámetros de los elementos cohesivos que influyen en la progresión del daño interlaminar, es decir, en la evolución de la delaminación.

Análisis de sensibilidad frente al tamaño del elemento cohesivo

Un tamaño de elemento menor implica un mayor coste computacional, por lo que se busca el mayor tamaño de elemento que permite obtener unos resultados fiables. Dado que utilizando 1 mm se comprobó que se estaba al límite de lo indicado por la teoría, para comprobar que el tamaño del elemento es suficientemente pequeño para el propósito de este estudio, se realizaron varios modelos y se procedió a su comparación.

En todos los modelos se utilizaron nodos coincidentes, como se observa en la Figura 6-19. En cambio, en esta ocasión, se introdujeron “ties” entre los elementos cohesivos y

los “continuum shell” (ver Figura 6-20) para poder emplear un tamaño de elemento cohesivo menor sin variar el tamaño de elemento del sublaminado.

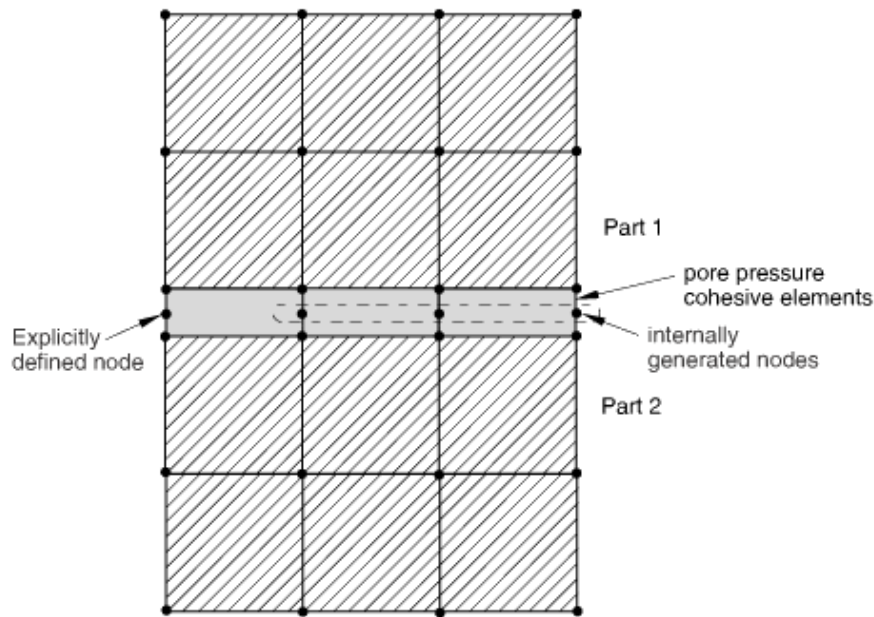


Figura 6-19: Elementos cohesivos con nodos compartidos con los elementos de laminado (Abaqus Analysis User's Guide, 2014)

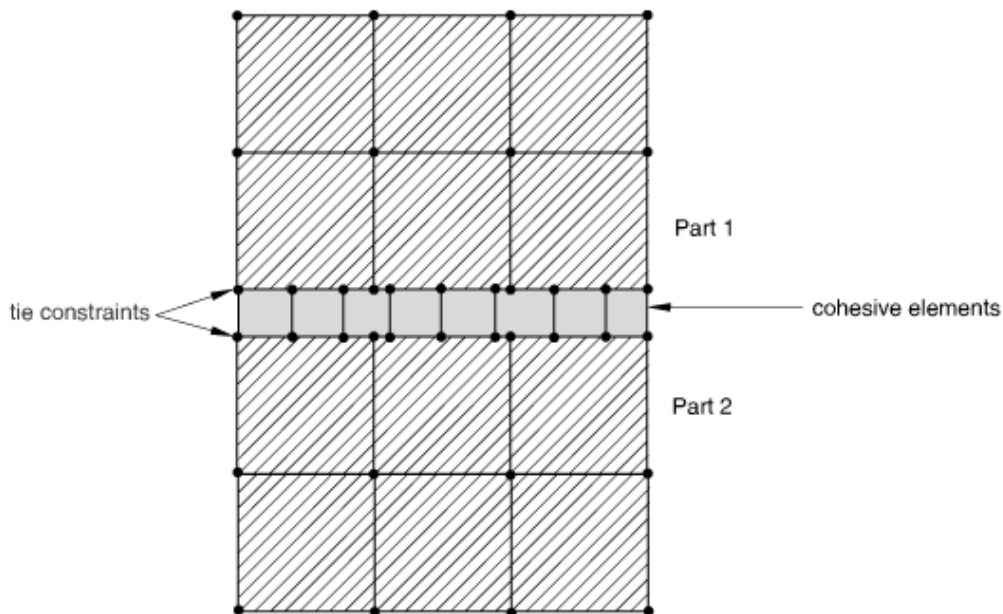


Figura 6-20: Mallas independientes unidas con "ties" (Abaqus Analysis User's Guide, 2014)

Antes de proceder a analizar los resultados encontrados, al variar el tamaño de los elementos cohesivos, se compararon los resultados obtenidos con nodos coincidentes y con “ties” (tiempo computacional un 13% mayor). El modelo S_R22_13 es igual que el modelo de referencia (S_R22_1) excepto porque no tiene los nodos coincidentes. Al observar la Figura 6-21, se comprueba que tan sólo existe una pequeña variación de resultados con elementos de 1 mm al hacerlo con nodos coincidentes y con “ties”.

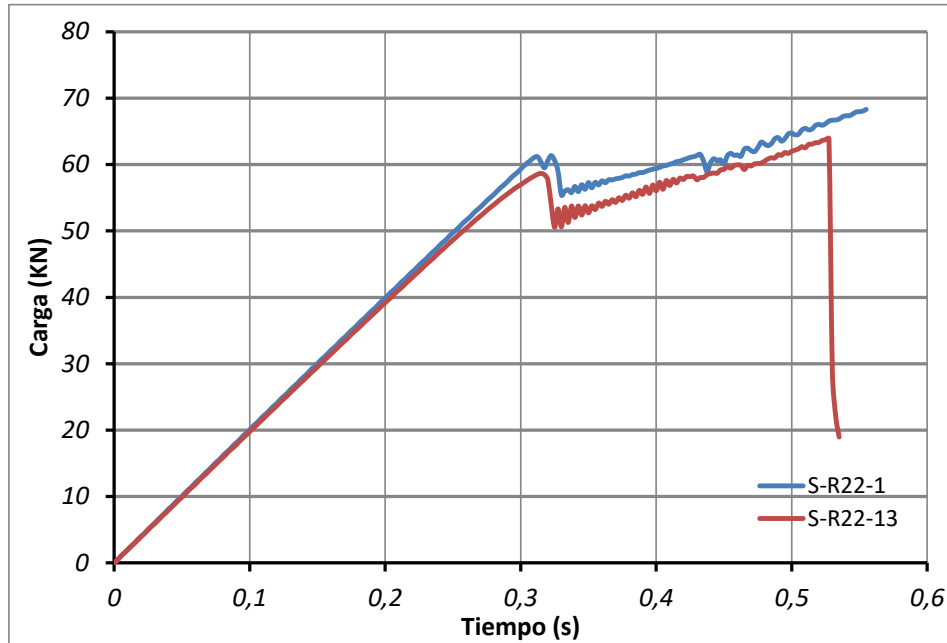


Figura 6-21: Comparación de resultados al variar la metodología de conexión de los elementos cohesivos

Una vez verificado que con ambas metodologías se obtuvieron resultados equivalentes, se procedió a variar el tamaño de los elementos cohesivos. Los tamaños utilizados en cada uno de los modelos realizados para el análisis de variabilidad fueron los expuestos en la Tabla 6-9.

<i>Modelo</i>	<i>Tamaño elem. (mm)</i>
<i>S_R22_13</i>	<i>1</i>
<i>S_R22_14</i>	<i>0,5</i>
<i>S_R22_15</i>	<i>0,25</i>

Tabla 6-9: Nomenclatura de los modelos para cada tamaño de elemento cohesivo

La Figura 6-22 representa el gráfico carga-tiempo para los tres casos analizados y la Figura 6-23 muestra la disminución del tiempo de máquina con el aumento del tamaño del elemento cohesivo. En la Figura 6-22, se observa que los resultados al disminuir el tamaño del elemento cohesivo no varían, por lo que no merece la pena el incremento de tiempo de cálculo que supone para este caso (un 80% de incremento para elementos de 0,5 mm y un 280% para elementos de 0,25 mm, según la Figura 6-23).

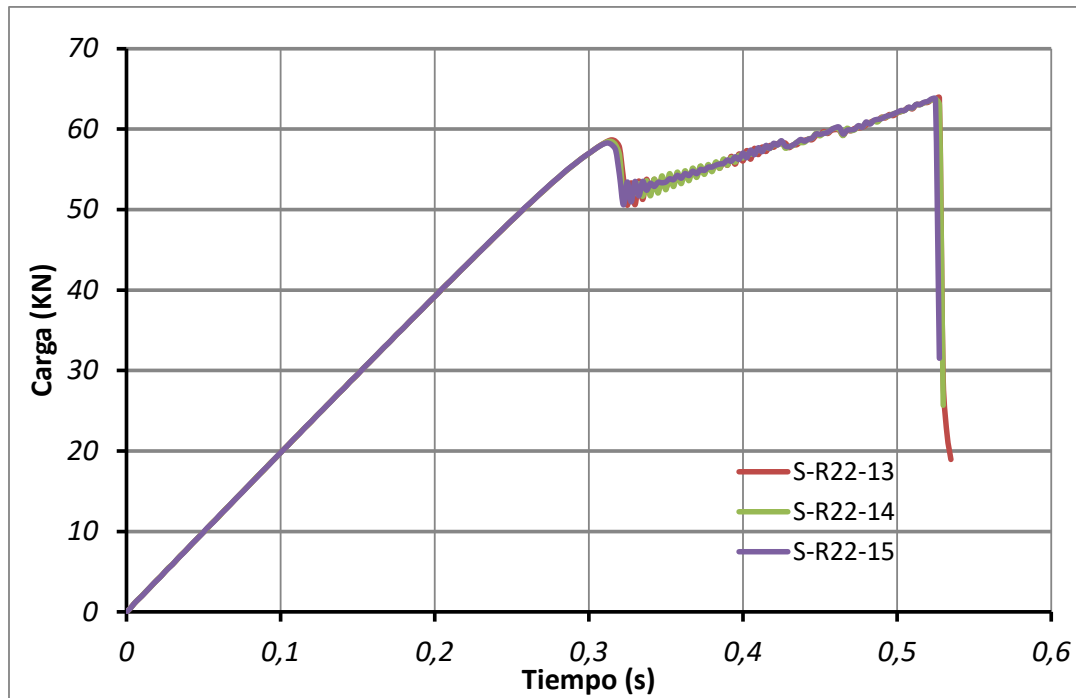


Figura 6-22: Resultados de carga-tiempo para distintos tamaños de elemento

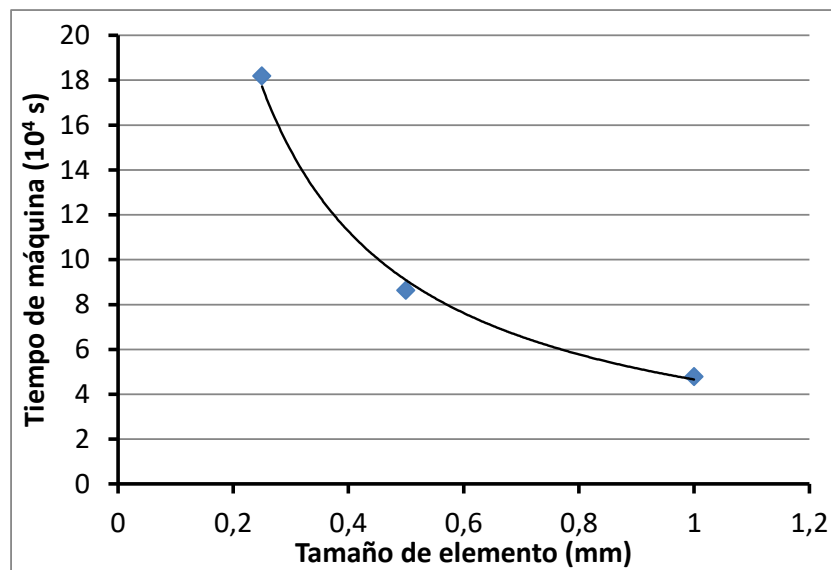


Figura 6-23: Tiempo de máquina en función del tamaño de elemento cohesivo

Análisis de sensibilidad de la tasa crítica de liberación de energía

Cuando se definió el valor de las tasas de liberación de energía de la interfase en modo I y en modo II, se observó que en la literatura existen diferentes valores utilizados. Por ello, a continuación, se analiza la influencia de estos valores en los resultados. Los valores de G_{IC} y G_{IIC} utilizados en los diferentes modelos fueron los mostrados en la Tabla 6-10.

Modelo	G_{IC} (N/mm)	G_{IIC} (N/mm)
S_R22_1	0,5	1
S_R22_16	0,25	0,791
S_R22_17	0,3	1
S_R22_18	0,5	0,8
S_R22_19	0,7	1
S_R22_20	0,5	1,2
S_R22_21	0,3	1

Tabla 6-10: Nomenclatura de los modelos para diferentes tasas críticas de liberación de energía para modo I y modo II

Para todos los casos, el valor de resistencia de la intercara utilizado fue el calculado $t_n^\circ = t_s^\circ = 40,825$ MPa, excepto para el último (S_R22_21), en el que se recalculó el valor de la resistencia para capturar también su influencia, siendo $t_n^\circ = 31,623$ MPa y $t_s^\circ = 40,825$ MPa. Estos valores analizados de tasas críticas de liberación de energía de deformación cubren el rango utilizado en la literatura que fue explicado en el apartado 6.2.3.

La Figura 6-24 muestra que la sensibilidad del modelo a estos parámetros es pequeña.

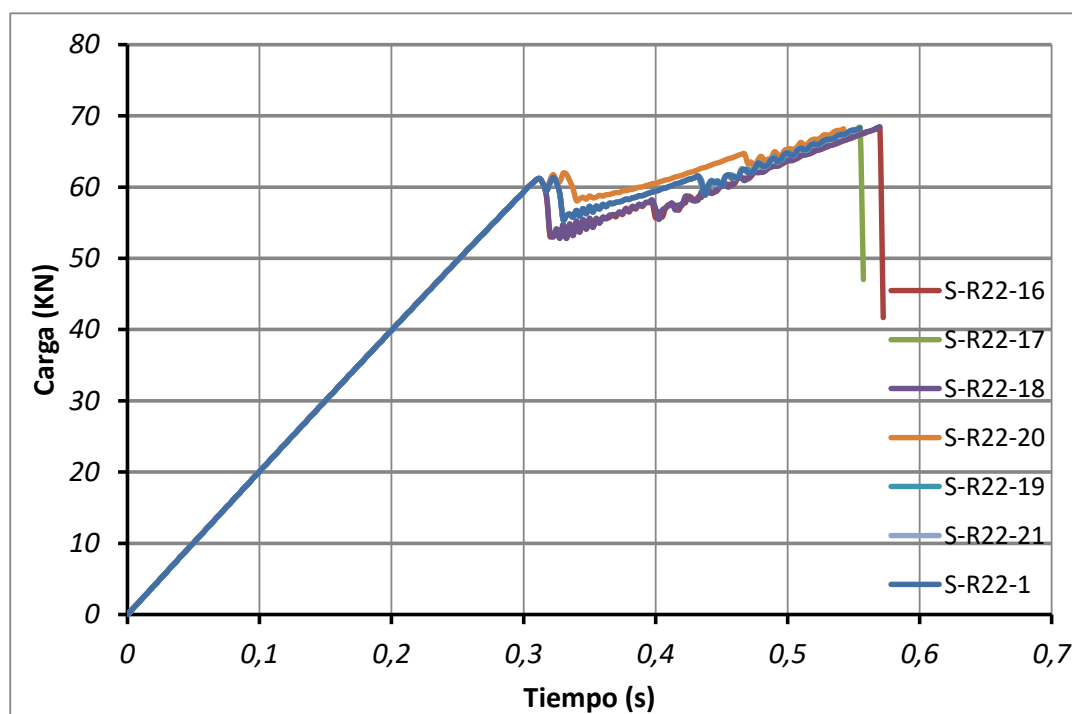


Figura 6-24: Resultados de carga-desplazamiento para distintos valores de tasa de liberación de energía

Análisis de sensibilidad frente a la rigidez de los elementos cohesivos

Finalmente, se realizó un estudio del efecto de la variación de las rigideces de la interfase, introduciendo en cada caso los valores presentados en la Tabla 6-11. Los resultados carga-tiempo al variar estos parámetros se muestran en la Figura 6-25.

Modelo	$K_n \text{ (N/mm}^3\text{)}$	$K_s \text{ (N/mm}^3\text{)}$	$K_t \text{ (N/mm}^3\text{)}$
S_R22_1	$3,4 \cdot 10^5$	$1,7 \cdot 10^5$	$1,7 \cdot 10^5$
S_R22_22	10^8	10^8	10^8
S_R22_23	10^6	10^6	10^6
S_R22_24	10^4	10^4	10^4

Tabla 6-11: Nomenclatura de los modelos para diferentes rigideces de la interfase

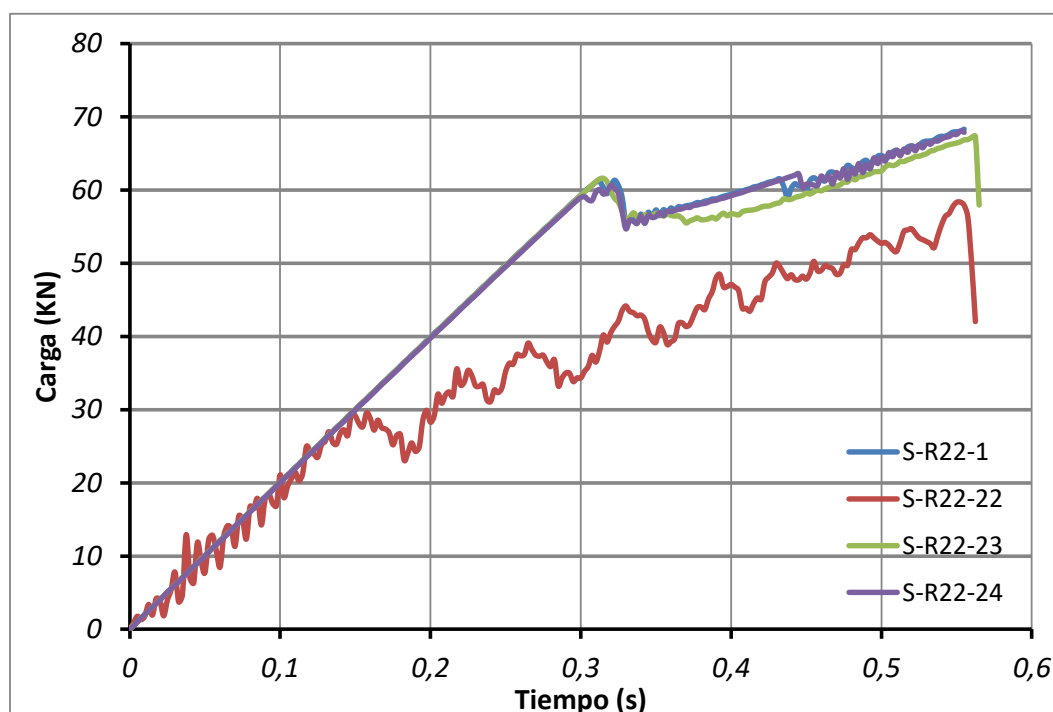


Figura 6-25: Carga-tiempo para distintas rigideces de la interfase

El valor de la rigidez de la interfase debe ser suficientemente elevado, ya que la contribución a la deformación global de los elementos cohesivos debe ser pequeña (Turon et al., 2010), para evitar introducir una deformación lineal en el modelo que no se corresponda con la realidad. Por otro lado, no puede ser excesivo, ya que esto produce una distorsión en los resultados, como se observa en la Figura 6-25, debido a problemas numéricos, y puede llegar a producir un problema mal condicionado (Zou et al., 2003). Se comprobó, según muestra la Figura 6-17, que dentro del orden de los valores de rigidez manejados, el comportamiento de las simulaciones es similar.

6.4. Correlación y validación de las simulaciones

A continuación, se presentan los resultados experimentales obtenidos con ambos útiles. Después, se comparan estos resultados de los ensayos de CAI con los obtenidos numéricamente mediante los modelos realizados con anterioridad. Gracias a esta correlación, se validaron los modelos numéricos empleados.

6.4.1. Resultados de los ensayos de CAI con delaminación artificial

Se realizaron ensayos con probetas con delaminaciones artificiales en el plano medio de tres tamaños diferentes, como se definió en el apartado 6.1.1.

- $R_1 = 15 \text{ mm}$
- $R_2 = 22 \text{ mm}$
- $R_3 = 25 \text{ mm}$

Los resultados de los ensayos mediante el útil de la norma de probetas de 2,944 mm de espesor nominal con una delaminación artificial en el plano medio de radio 22 mm se presentan en la tabla 6-12.

<i>Probeta</i>	<i>Ancho (mm)</i>	<i>Espesor (mm)</i>	<i>Longitud (mm)</i>	<i>Carga max. (KN)</i>	σ (MPa)
CC-R2-1	100,02	3,03	150,03	72,58	239
CC-R2-10	100,01	3,01	150,01	57,90	192
CC-R2-12	100,02	3,01	150,02	69,91	232

Tabla 6-12: Resultados de los ensayos con el útil de la norma ASTM D 7137 de probetas de 2,944 mm con delaminación artificial de radio 22 mm

Los resultados experimentales obtenidos mediante el útil desarrollado para probetas del mismo espesor, también con una delaminación artificial en el plano medio pero, en este caso, de tres tamaños diferentes, radio de 15 mm, 22 mm y 25 mm, se presentan en las tablas 6-13, 6-14 y 6-15 respectivamente.

<i>Probeta</i>	<i>Ancho (mm)</i>	<i>Espesor (mm)</i>	<i>Longitud (mm)</i>	<i>Carga max. (KN)</i>	σ (MPa)
CC-R1-4	100,02	3,01	150,02	121,98	405
CC-R1-5	100,03	3,03	150,01	126,49	417
CC-R1-6	100,02	3,02	150,02	121,62	403

Tabla 6-13: Resultados de los ensayos con el útil desarrollado de probetas de 2,944 mm con delaminación artificial de radio 15 mm

<i>Probeta</i>	<i>Ancho (mm)</i>	<i>Espesor (mm)</i>	<i>Longitud (mm)</i>	<i>Carga max. (KN)</i>	σ (MPa)
CC-R2-2	100,03	3,03	150,02	114,03	376
CC-R2-3	100,01	3,01	150,01	124,95	415
CC-R2-6	100,00	3,01	150,02	116,39	387
CC-R2-8	100,01	3,01	150,01	120,34	400
CC-R2-11	100,01	3,02	150,02	121,97	404

Tabla 6-14: Resultados de los ensayos con el útil desarrollado de probetas de 2,944 mm con delaminación artificial de radio 22 mm

<i>Probeta</i>	<i>Ancho (mm)</i>	<i>Espesor (mm)</i>	<i>Longitud (mm)</i>	<i>Carga max. (KN)</i>	σ (MPa)
CC-R3-4	100,03	3,03	150,02	120,19	397
CC-R3-5	100,04	3,03	150,01	116,57	385
CC-R3-6	100,02	3,02	150,02	127,84	423

Tabla 6-15: Resultados de los ensayos con el útil desarrollado de probetas de 2,944 mm con delaminación artificial de radio 25 mm

La tabla 6-16 resume la media de la resistencia residual y su desviación estándar medida por cada grupo de ensayos realizados.

Útil de ensayo	Radio de la delaminación (mm)	Resistencia residual media (MPa)	Desviación estándar (MPa)
Norma	22	221	21
Desarrollado	15	408	6
	22	396	14
	25	402	16

Tabla 6-16: Resumen de resultados experimentales de probetas de 2,944 mm con delaminación artificial

6.4.2. Correlación de ensayos experimentales y numéricos

Una vez confirmados los parámetros del modelo mediante el análisis de viabilidad, para terminar de validar los modelos realizados, se procedió a comparar los resultados numéricos y experimentales.

La Figura 6-26 presenta los resultados numéricos y experimentales obtenidos al ensayar con el útil de la norma. A continuación, la Figura 6-27 muestra también los resultados de las simulaciones y de los ensayos reales, pero en este caso obtenidos al ensayar con el nuevo útil desarrollado.

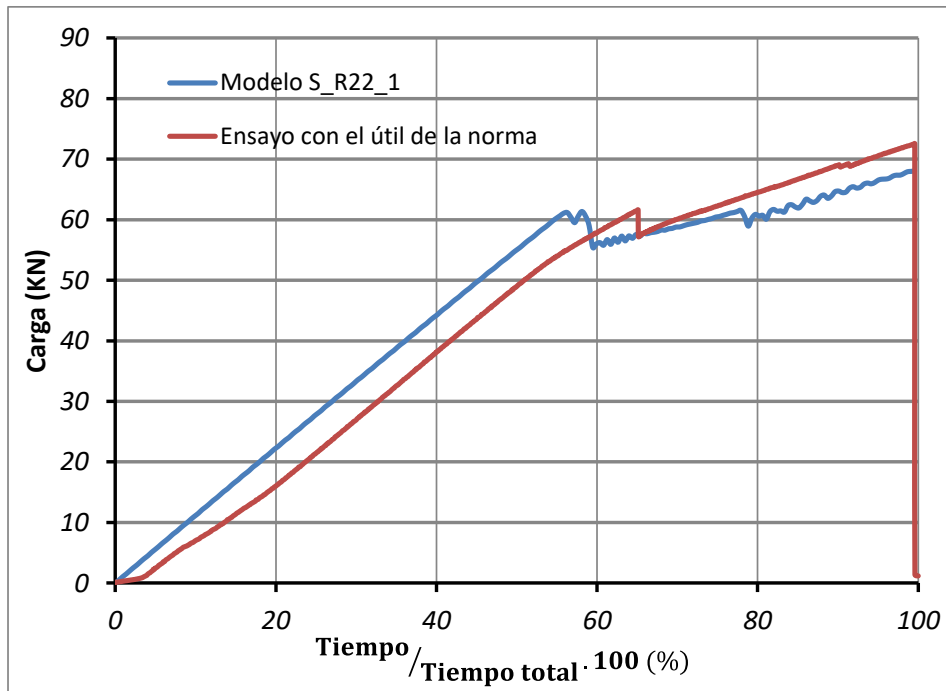


Figura 6-26: Carga soportada en el ensayo con útil de la norma ASTM estimada numéricamente y experimentalmente para la probeta CC-R2-1

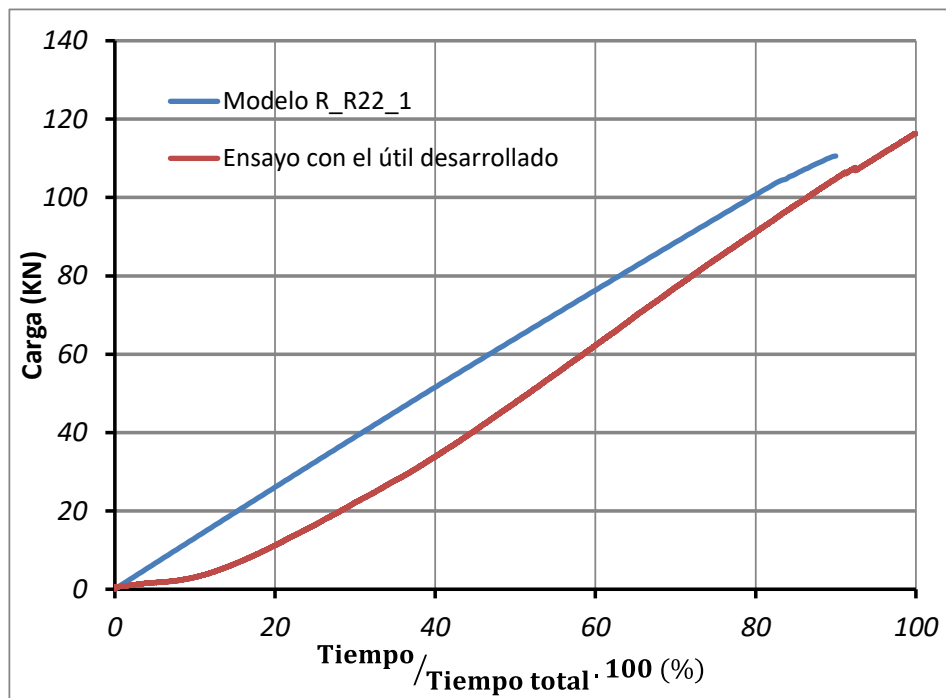


Figura 6-27: Carga soportada en el ensayo con útil desarrollado estimada numéricamente y experimentalmente para la probeta CC-R2-6

Mediante los gráficos de cargas anteriores, Figuras 6-26 y 6-27, se demuestra que el comportamiento obtenido por los modelos numéricos representa bastante bien a la realidad. Para esta correlación de las simulaciones con los resultados experimentales se utiliza como variable de validación la carga máxima de rotura, comprobando que la carga final obtenida en los modelos se ajusta bastante bien a los resultados experimentales.

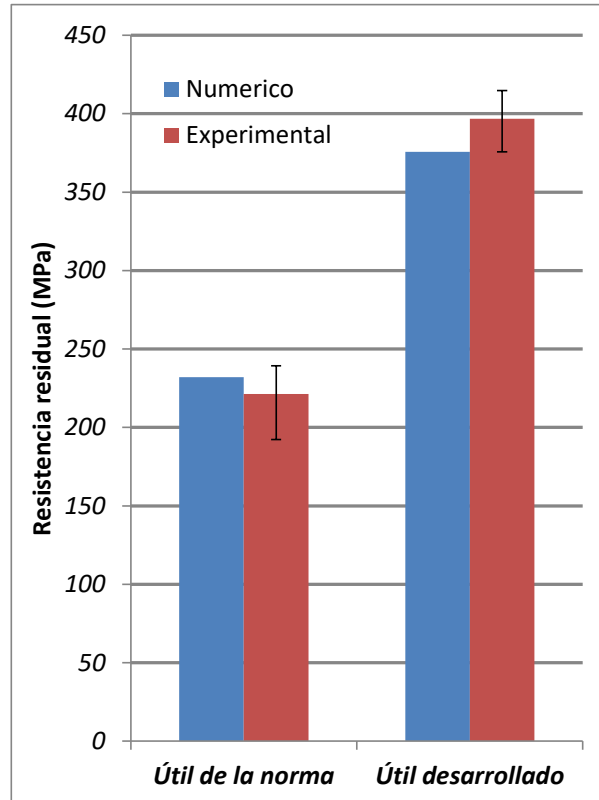


Figura 6-28: Resistencia residual experimental y numérica para probetas de 2,944 mm con una delaminación artificial circular de radio 22 mm

Como se observa en la Figura 6-28, los resultados de resistencia residual obtenidos numérica y experimentalmente correlacionan adecuadamente. En el caso del útil de la norma, la diferencia entre los resultados numéricos y experimentales es de un 4,8%, mientras que con el nuevo útil desarrollado es de un 5,3%. En ambos casos, esta variación es menor que el propio error que conllevan los resultados experimentales.

6.5. Discusión de resultados

En este análisis, se comparan los resultados obtenidos experimentalmente y numéricamente para laminados delgados con ambos útiles. Se estudian los modos de fallo encontrados, se verifica la correcta progresión de la delaminación y, por lo tanto, se revalida el potencial de la nueva metodología.

6.5.1. *Análisis de los resultados experimentales*

A continuación, se presenta una comparación de ambos útiles desde el punto de vista de comportamiento experimental y de valores de resistencia residual reales obtenidos.

En las Figuras 6-29 y 6-30 se muestran los resultados proporcionados por las galgas extensiométricas, posicionadas como se mostró en la Figura 6-5, en una probeta tipo con delaminación artificial al ensayar con cada útil respectivamente. Al comparar ambas figuras, se observa claramente cómo el pandeo se produce antes en el útil de la norma, como ya habíamos visto en el capítulo 4. En este caso, se produce un acoplamiento entre el pandeo global y el pandeo local al ensayar con el útil normalizado. Al ensayar con el nuevo útil, dado que el pandeo global se había logrado retrasar por medio de los nervios verticales, ya sólo se produce el pandeo local del sublaminao.

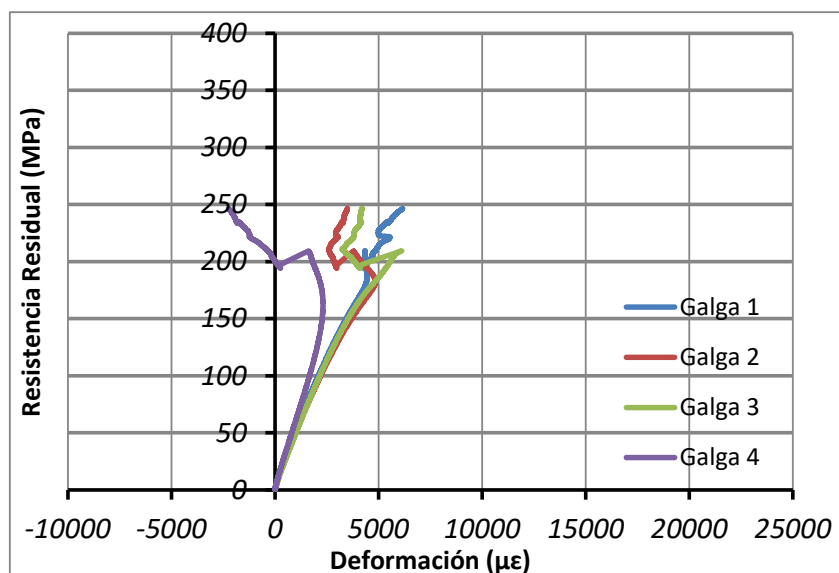


Figura 6-29: Tensión (MPa) - Deformación ($\mu\epsilon$) de una probeta (CC-R2-1) ensayada con el útil de la norma ASTM D 7137

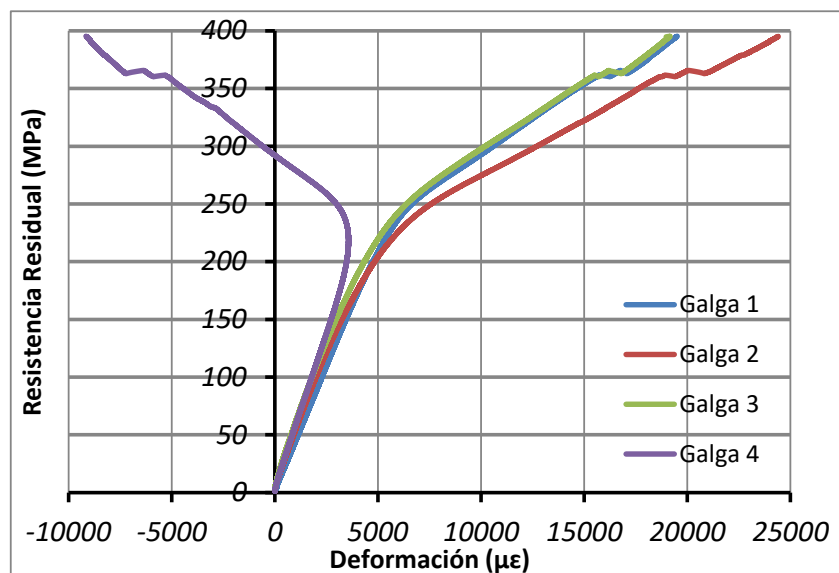


Figura 6-30: Tensión (MPa) - Deformación ($\mu\epsilon$) de una probeta (CC-R2-6) ensayada con el útil desarrollado

Gracias a este retraso del momento de pandeo, al comparar la resistencia residual obtenida con ambos útiles, se observa cómo, para la misma delaminación inducida, la

resistencia a CAI es un 79% mayor con el útil desarrollado (397 MPa) frente a ensayar con el útil de la norma (221 MPa).

Por otro lado, la Figura 6-31 muestra los resultados de resistencia residual de laminados con delaminación artificial de 15 mm, 22 mm y 25 mm de radio al ensayar con el útil desarrollado. Observando dicho gráfico, se comprueba que los resultados experimentales, al ensayar probetas del mismo espesor con el mismo útil de ensayo con distintos tamaños de daño artificial, varían tan solo un 2,9%. Se considera que no se produce apenas variación dado que el daño consiste tan sólo en una delaminación en el plano medio. Al comparar los resultados con los obtenidos al ensayar las probetas sin daño del capítulo 5, el valor de la resistencia a compresión tan sólo disminuye un 7%; sin embargo, se comprueba que el modo de fallo sí que varía, pues las probetas intactas rompen por la zona superior sin soportar por ser la más débil, mientras que en las probetas con delaminación se observa que ésta progresa llegando al fallo final en la zona central del espécimen.

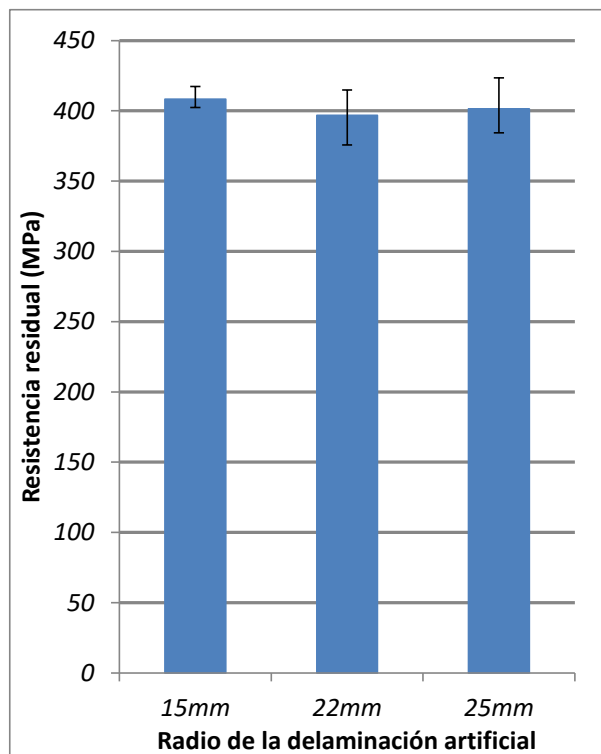


Figura 6-31: Resistencia residual obtenida experimentalmente para distintos tamaños de delaminación artificial

Finalmente, en estos ensayos experimentales con delaminación artificial, se observó que el modo de fallo inicial es principalmente la progresión de la delaminación. Una vez que la delaminación había comenzado su progresión, fue cuando el fallo intralaminar se produjo y se llegó a la fractura final de la probeta con rotura de fibras. Las Figuras 6-32 y 6-33 verifican este comportamiento, pues muestran un claro abombamiento de la probeta por la zona central debido al pandeo del sublaminado y la posterior progresión de la delaminación hasta alcanzar el fallo catastrófico. Este comportamiento es representativo de todos los casos ensayados.



Figura 6-32: Vista frontal de una probeta tipo con delaminación artificial tras haber sido ensayada a compresión



Figura 6-33: Vista lateral de una probeta tipo con delaminación artificial tras haber sido ensayada a compresión

Nuevamente, al igual que se hizo en el capítulo 5, se verificó la correcta progresión de la delaminación con el nuevo útil, pero en este caso, en lugar de estar ante la progresión de un daño debido a un impacto de baja velocidad, se verifica la progresión de una delaminación artificial. La Figura 6-34 muestra como la delaminación progresó en la dirección perpendicular a la dirección de aplicación de la carga de compresión, sin verse afectada por los nervios verticales. Nuevamente, este comportamiento se observó en todas las probetas ensayadas.



Figura 6-34: Progresión de la delaminación observada con ultrasonidos

6.5.2. Análisis de los resultados numéricos

En la Figura 6-34 se presenta la carga aplicada en función del tiempo obtenida de las simulaciones con ambos útiles. La curva en función del desplazamiento sería proporcional por lo que no habría diferencia en el comportamiento.

Para analizar el comportamiento observado al ensayar con cada uno de los dos útiles, se definieron una serie de puntos a lo largo del ensayo virtual. Dichos puntos se presentan en la Figura 6-35 y se utilizaron por ser puntos representativos de estados relevantes del espécimen durante el ensayo. De ahora en adelante, t será el tiempo del ensayo numérico, P_S será la carga estimada al ensayar con el útil de la norma y P_R al ensayar con el útil desarrollado.

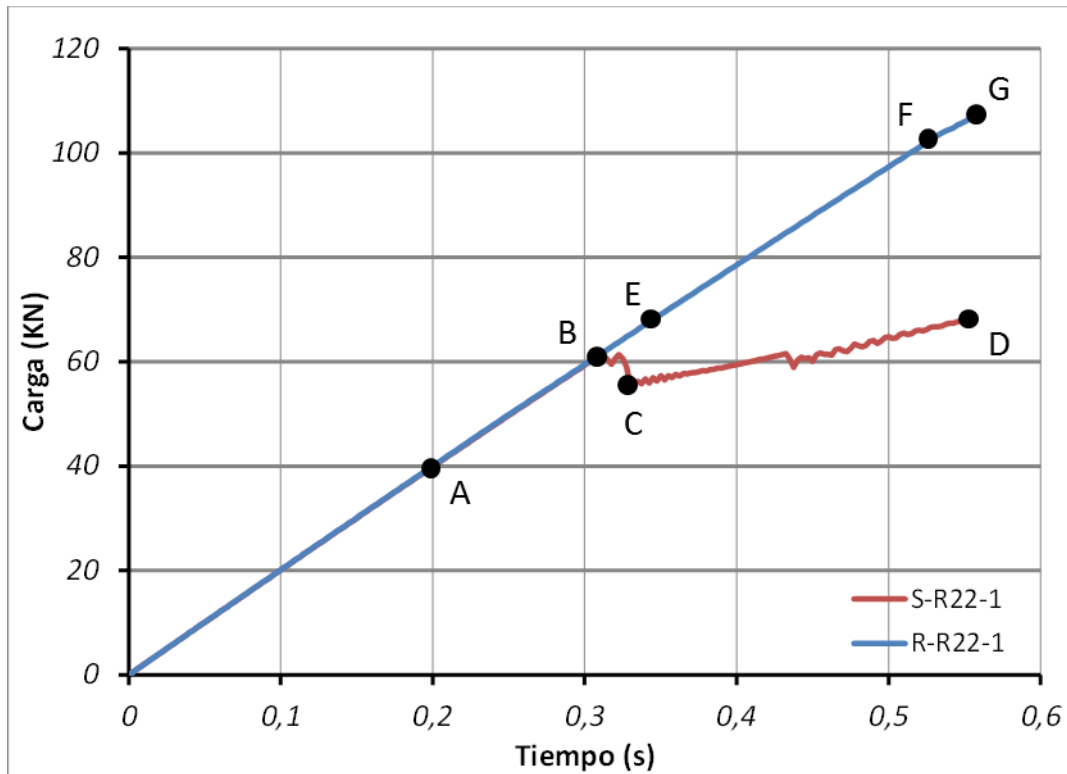


Figura 6-35: Carga- tiempo al modelizar el ensayo con el útil de la norma (S-R22-1) y con el útil desarrollado (R-R22-1)

Punto A: $t = 0,2$ s y $P_S = P_R = 40$ kN

Inicialmente, cuando se comienza la aplicación de la carga al laminado (como por ejemplo en el punto A), el comportamiento es el mismo al modelizar el ensayo con el útil desarrollado que con el útil de la norma. La Figura 6-36 izquierda, muestra el valor del criterio de Quads en el instante 0,2 s de la simulación con las condiciones de contorno del útil de la norma, mientras que la Figura 6-36 derecha, muestra la misma variable pero con el útil desarrollado.

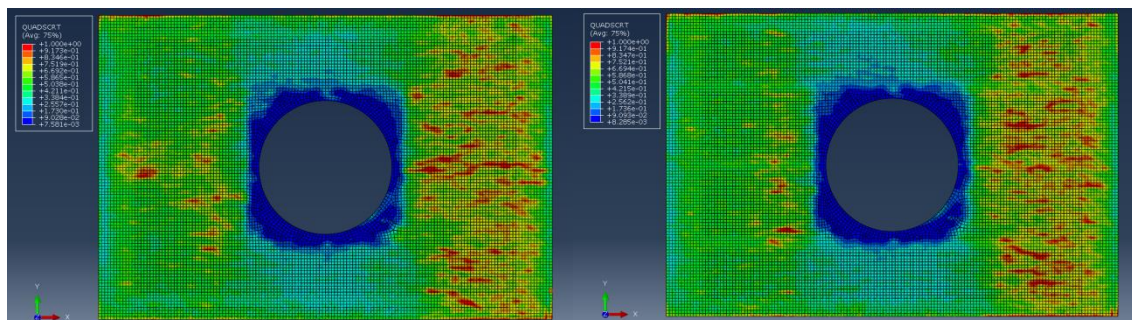


Figura 6-36: Daño de los elementos cohesivos en el instante $t = 0,2$ s al ensayar con el útil de la norma (izquierda) o con el útil desarrollado (derecha)

La Figura 6-37 muestra el valor del criterio de Hashin de la fibra a compresión para cada útil a la izquierda y a la derecha respectivamente. A su vez, las Figuras 6-38, 6-39 y 6-40 muestran el resto de criterios, el de la fibra a tracción, la matriz a compresión y la matriz a tracción, también con el útil de la norma (izquierda) y con el desarrollado

(derecha). En todos los casos, al representar los distintos modos de fallo de Hashin, se representa el máximo de los valores en los puntos de integración a través del espesor.

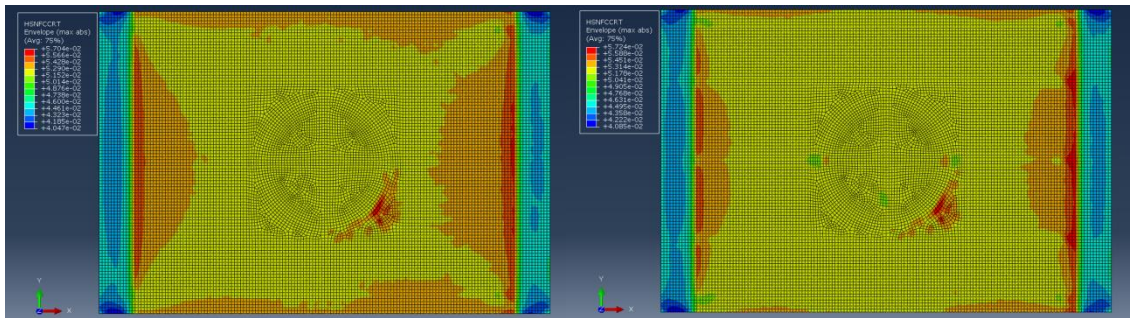


Figura 6-37: Fallo de la fibra a compresión en el instante $t = 0,2$ s al ensayar con el útil de la norma (izquierda) y con el útil desarrollado (derecha)

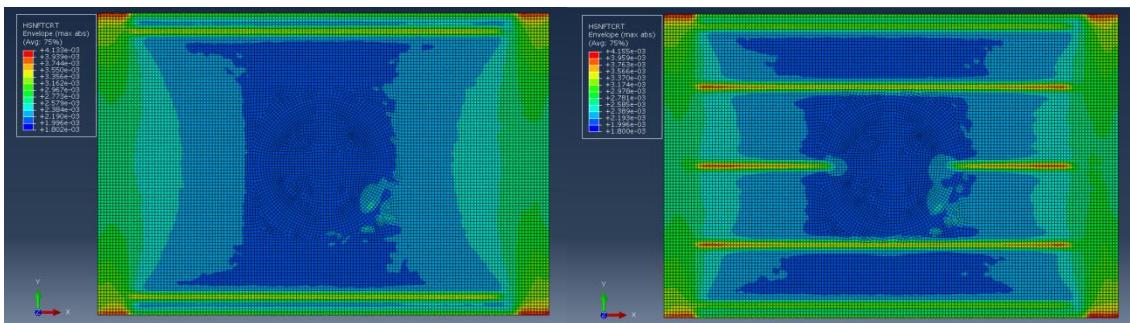


Figura 6-38: Fallo de la fibra a tracción en el instante $t = 0,2$ s al ensayar con el útil de la norma (izquierda) o con el útil desarrollado (derecha)

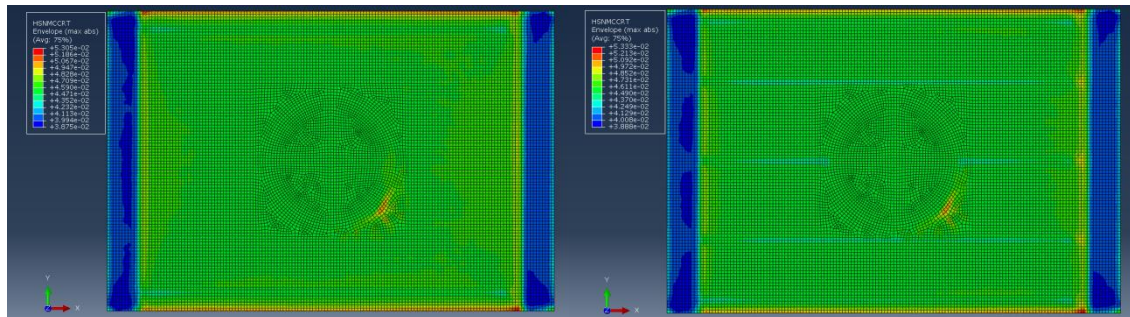


Figura 6-39: Fallo de la matriz a compresión en el instante $t = 0,2$ s al ensayar con el útil de la norma (izquierda) o con el útil desarrollado (derecha)

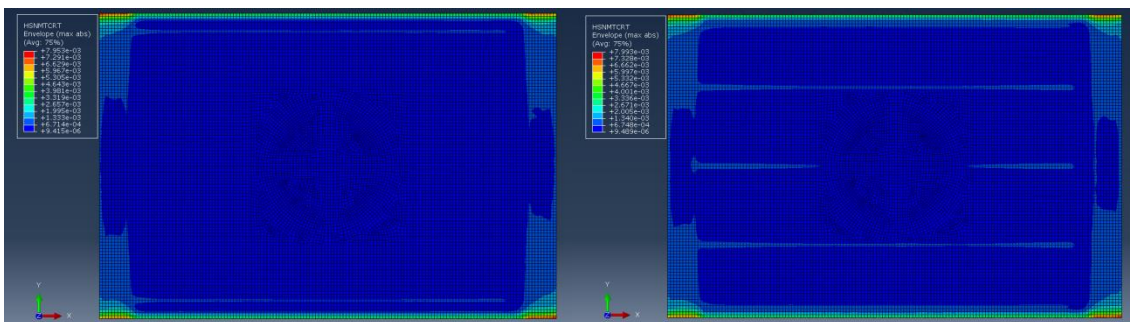


Figura 6-40: Fallo de la matriz a tracción en el instante $t = 0,2$ s al ensayar con el útil de la norma (izquierda) o con el útil desarrollado (derecha)

Comparando las figuras anteriores, se comprueba que en el punto A, dado que ni el fallo del material ni el pandeo ha comenzado, el comportamiento es el mismo al ensayar con cualquiera de los dos útiles.

Punto B: $t = 0,3125$ s y $P_S = P_R = 61$ KN

El punto B representa el instante en el que el comportamiento de los especímenes ensayados con útiles diferentes comienza a divergir. Las Figuras 6-41 y 6-42 muestran de nuevo el fallo interlaminar y el fallo intralaminar respectivamente.

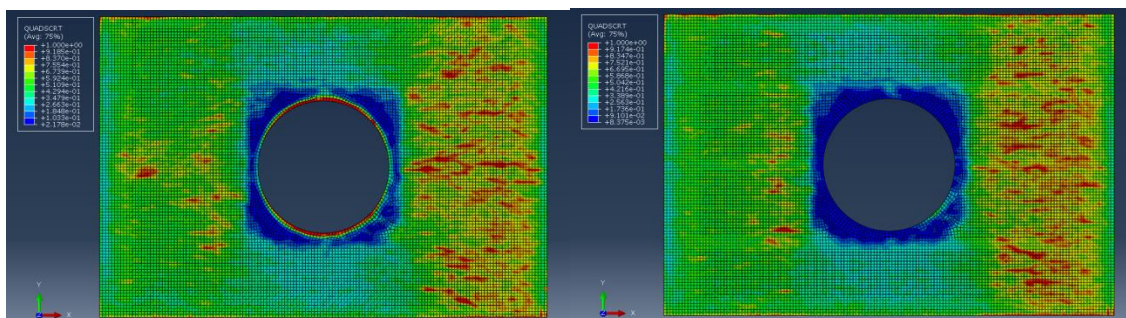


Figura 6-41: Daño de los elementos cohesivos en el instante $t = 0,3125$ s al ensayar con el útil de la norma (izquierda) o con el útil desarrollado (derecha)

En la Figura 6-41 de la izquierda, se observa cómo en el punto B, al ensayar con el útil de la norma, el criterio de Quads ya ha alcanzado el valor unidad, por lo que la delaminación está a punto de iniciar su propagación.

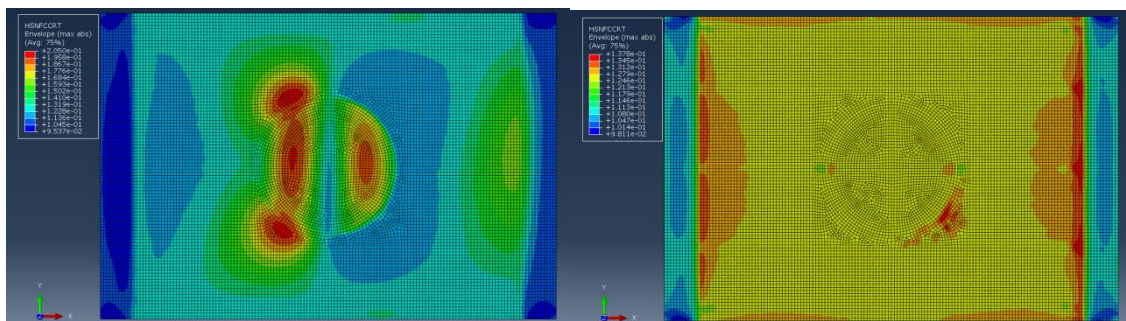


Figura 6-42: Fallo de la fibra a compresión en el instante $t = 0,3125$ s al ensayar con el útil de la norma (izquierda) o con el útil desarrollado (derecha)

En la Figura 6-42, a pesar de que el daño todavía no se ha iniciado, también se comienza a apreciar cómo el criterio de Hashin para el fallo de fibra a compresión está más cerca de la unidad. En el caso del útil de la norma (izquierda), la parte central de la probeta, el valor del criterio de Hashin es mayor, por lo que está más cerca del inicio de fallo de las fibras por compresión.

Punto C: $t = 0,3313$ s y $P_S = 55$ KN, $P_R = 65$ KN

En un instante justo anterior al punto C, en el instante $t = 0,3250$ s, ya se observa cómo la carga con el útil de la norma ya no continua aumentando ($P_S = 60$ KN), mientras que sí lo hace la carga con el útil desarrollado ($P_R = 64$ KN). Las Figuras 6-43 y 6-44

representan los daños interlaminar e intralaminar que comienzan a aparecer en el ensayo virtual mediante el útil de la norma.

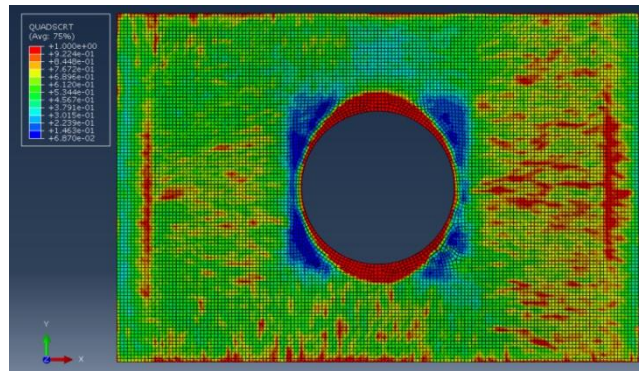


Figura 6-43: Daño de los elementos cohesivos en el instante $t = 0,3250$ s al ensayar con el útil de la norma

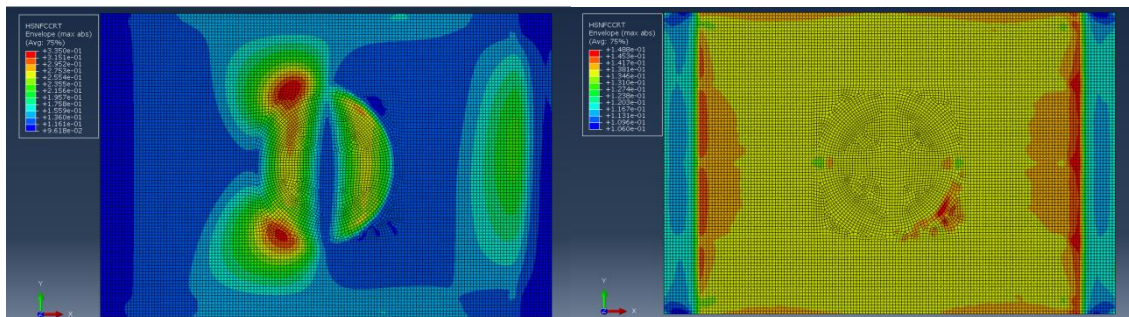


Figura 6-44: Fallo de la fibra a compresión en el instante $t = 0,3250$ s al ensayar con el útil de la norma (izquierda) o con el útil desarrollado (derecha)

Una vez alcanzado el punto C, al ensayar con el útil de la norma, la delaminación comienza a progresar debido a que el pandeo se ha producido de forma anticipada. La Figura 6-45 izquierda muestra la progresión de dicha delaminación, ya que se observa el fallo y eliminación de los elementos cohesivos. Al mismo tiempo, al ensayar con el nuevo útil (Figura 6-45 derecha), dado que el pandeo se retrasa por la mejor estabilización de la probeta, la progresión de la delaminación se retarda y la carga continúa aumentando (Figura 6-35).

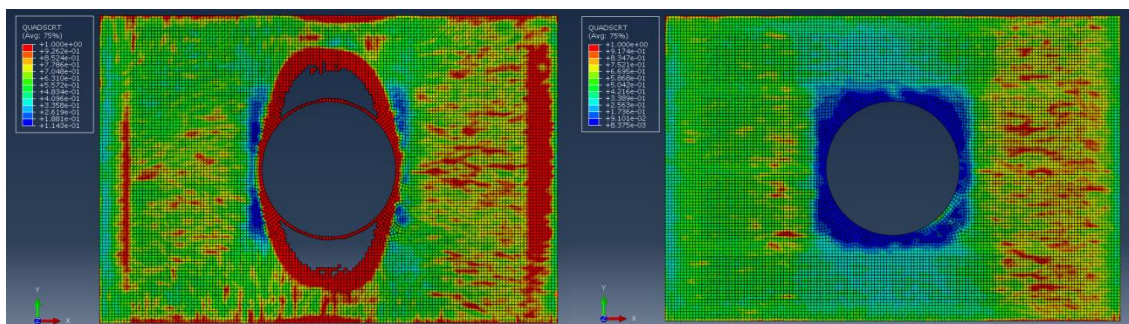


Figura 6-45: Daño de los elementos cohesivos en el instante $t = 0,3313$ s al ensayar con el útil de la norma (izquierda) o con el útil desarrollado (derecha)

En la Figura 6-46 se muestra que, a pesar que al ensayar con el útil de la norma (izquierda) el criterio de Hashin de la fibra a compresión es más elevado que en el caso

de ensayar con el útil desarrollado (derecha), la rotura de fibras todavía no ha llegado a producirse.

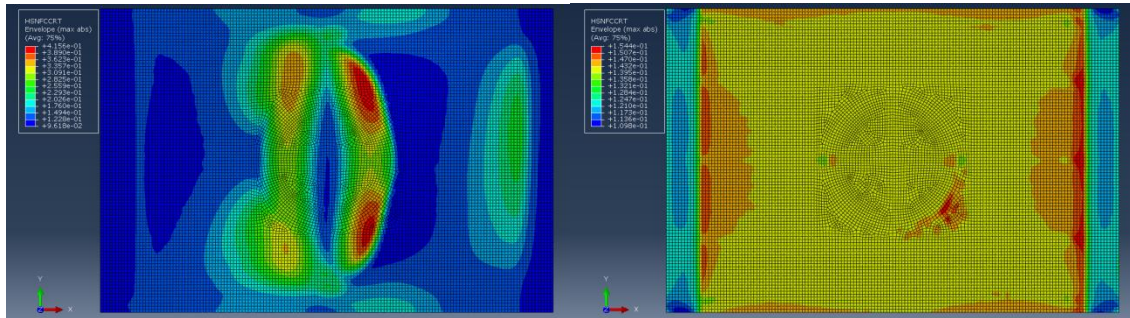


Figura 6-46: Fallo de la fibra a compresión en el instante $t = 0,3313$ s al ensayar con el útil de la norma o con el útil desarrollado

Debido a estos fallos, se explica la caída sufrida por el gráfico de carga (Figura 6-35) al ensayar mediante el útil de la norma. En ese instante se inicia la progresión de la delaminación, mientras que la rotura de fibras no se produce hasta después.

Punto D: $t = 0,5557$ s y $P_s = 68,3$ KN

En el instante justo anterior al punto D, para $t = 0,55$ s, el criterio de Hashin alcanza el valor de 1, como se muestra en la Figura 6-47, por lo que se inicia el fallo de las fibras.

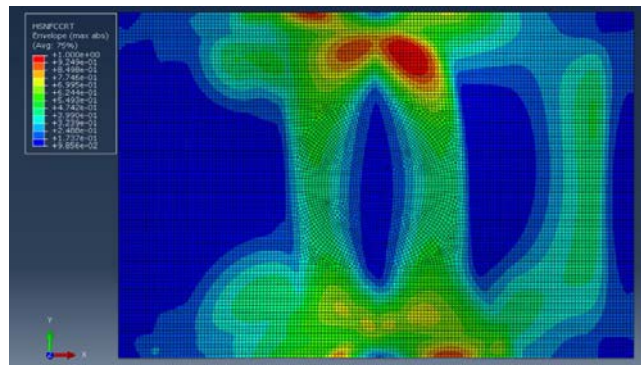


Figura 6-47: Fallo de la fibra a compresión en el instante $t = 0,55$ s al ensayar con el útil de la norma

Finalmente, en el punto D, se observa la rotura de las fibras y, con ello, la rotura catastrófica de la probeta. Las figuras 6-48, 6-49, 6-50 y 6-51 muestran los diferentes modos de fallo intralaminar.

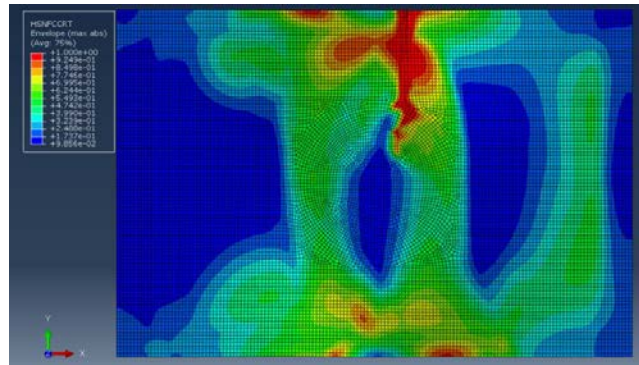


Figura 6-48: Fallo de la fibra a compresión en el instante $t = 0,5557$ s al ensayar con el útil de la norma

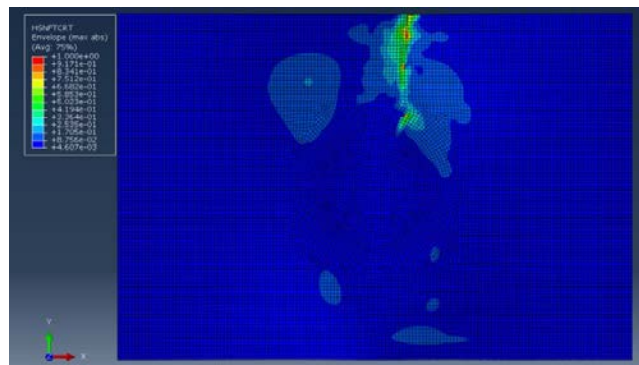


Figura 6-49: Fallo de la fibra a tracción en el instante $t = 0,5557$ s al ensayar con el útil de la norma

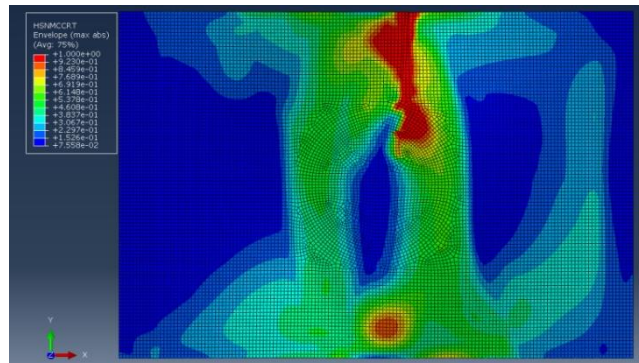


Figura 6-50: Fallo de la matriz a compresión en el instante $t = 0,5557$ s al ensayar con el útil de la norma

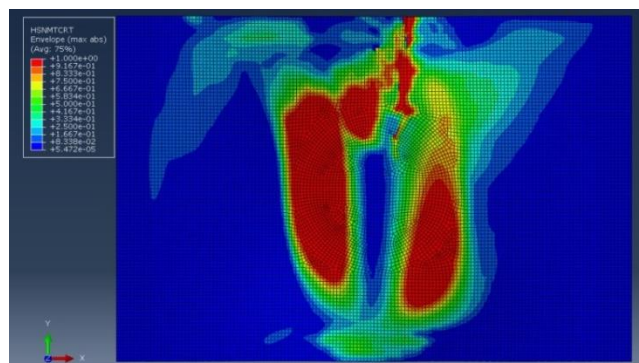


Figura 6-51: Fallo de la matriz a tracción en el instante $t = 0,5557$ s al ensayar con el útil de la norma

Al observar la Figura 6-35 y analizando el comportamiento en los puntos B, C y D, al ensayar con el útil de la norma, se comprende que el primer máximo es el momento en el que se inicia la progresión de la delaminación (61 KN), mientras que el máximo absoluto es el momento en el que se produce el fallo catastrófico con rotura intralaminar (68,3 KN).

Punto E: $t = 0,35$ s y $P_R = 69$ KN

Por otro lado, el punto E representa el instante en el que, con el útil desarrollado, se alcanza la misma carga que se ha alcanzado en el punto D con el útil de la norma. Las Figuras 6-52 y 6-53 representan el estado de la interfase y del laminado respectivamente. En ellas, se observa que para un nivel de carga similar al de la Figura 6-48, las probetas ensayadas mediante el útil desarrollado todavía no han sufrido daño alguno.

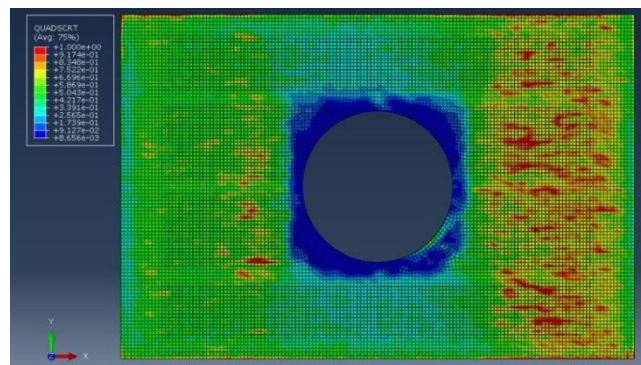


Figura 6-52: Daño de los elementos cohesivos en el instante $t = 0,35$ s al ensayar con el útil desarrollado

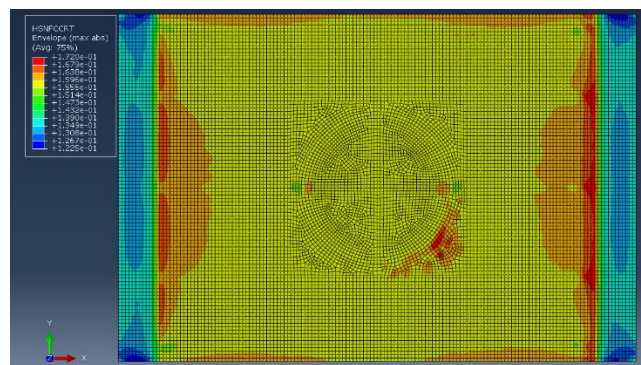


Figura 6-53: Fallo de la fibra a compresión en el instante $t = 0,35$ s al ensayar con el útil desarrollado

Punto F: $t = 0,5375$ s y $P_R = 104$ KN

Hasta el punto F, al ensayar mediante el útil desarrollado, las probetas no han experimentado ningún tipo de fallo. La Figura 6-54 muestra que en ese instante, $t = 0,5375$ s, el criterio de Quads ha alcanzado el valor unidad en los elementos del borde de la delaminación; por lo tanto, dicho daño interlaminar comienza su propagación.

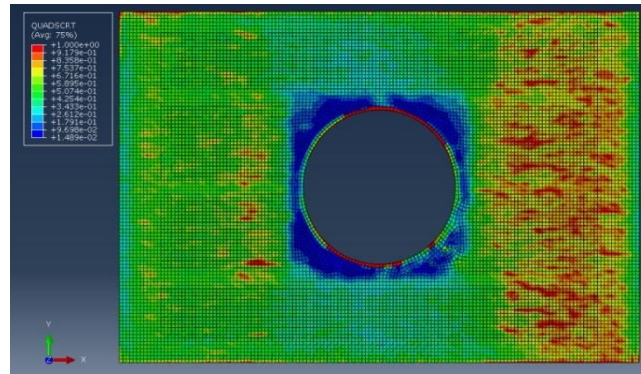


Figura 6-54: Daño de los elementos cohesivos en el instante $t = 0,5375$ s al ensayar con el útil de la norma o con el útil desarrollado

Mientras, como se observa en la Figura 6-55, la concentración de tensiones en las fibras de esta parte de la probeta comienza a aumentar, aunque todavía no ha iniciado su fallo.

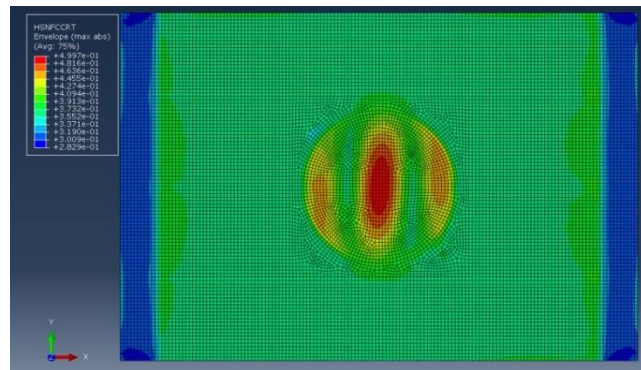


Figura 6-55: Fallo de la fibra a compresión en el instante $t = 0,5375$ s al ensayar con el útil de la norma o con el útil desarrollado

Punto G: $t = 0,5830$ s y $P_R = 110,6$ KN

En un instante justo anterior al punto G, $t = 0,5813$ s (110 KN), se observa cómo los elementos cohesivos cuyo valor del criterio de Quads está por encima de la unidad aumenta (Figura 6-56). A su vez, el valor del criterio de fallo de fibra a compresión se acerca a la unidad (Figura 6-57). Por lo tanto, el daño interlaminar ya ha comenzado mientras que el fallo intralaminar está a punto de producirse.

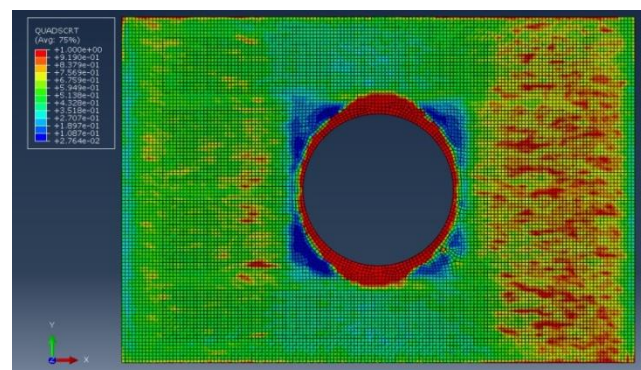


Figura 6-56: Daño de los elementos cohesivos en el instante $t = 0,5813$ s al ensayar con el útil desarrollado

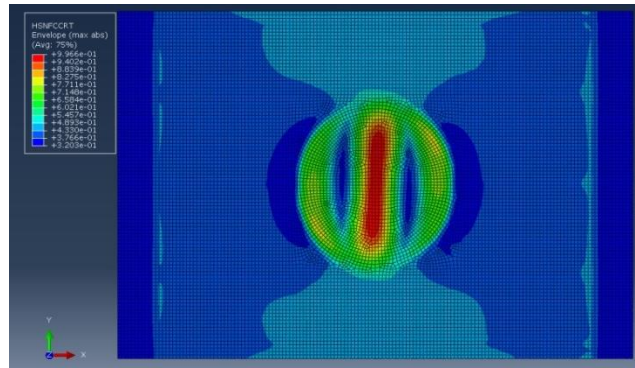


Figura 6-57: Fallo de la fibra a compresión en el instante $t = 0,5813$ s al ensayar con el útil de la norma o con el útil desarrollado

Finalmente, en el punto G se produce la rotura catastrófica de la probeta al ensayar con el útil desarrollado. En la Figura 6-58 se observa la propagación de la delaminación. En las Figuras 6-59, 6-60, 6-61 y 6-62, se muestran los valores del criterio de Hashin de fibra a compresión, fibra a tracción, matriz a compresión y matriz a tracción respectivamente. En todos los casos, se observa que dichos valores han alcanzado la unidad e, incluso, se ven elevadas distorsiones de los elementos en los lugares por los que el daño intralaminar ha progresado.

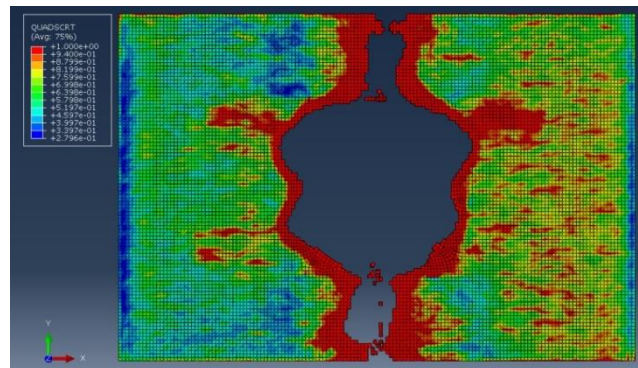


Figura 6-58: Daño de los elementos cohesivos en el instante $t = 0,5830$ s al ensayar con el útil desarrollado

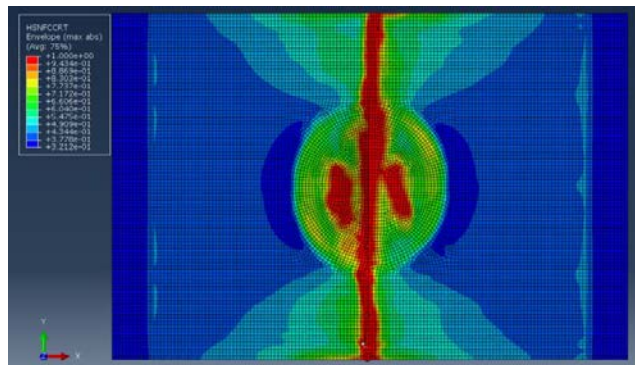


Figura 6-59: Fallo de la fibra a compresión en el instante $t = 0,5830$ s al ensayar con el útil desarrollado

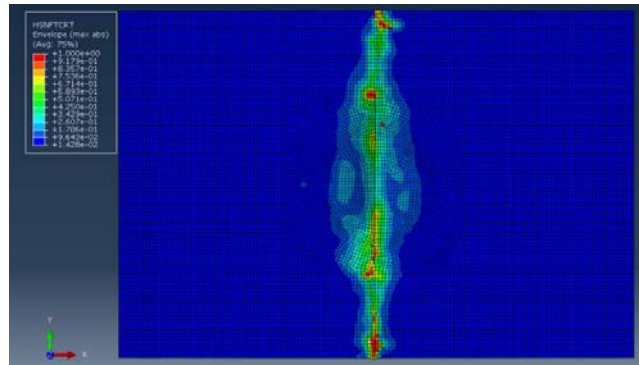


Figura 6-60: Fallo de la fibra a tracción en el instante $t = 0,5830$ s al ensayar con el útil desarrollado

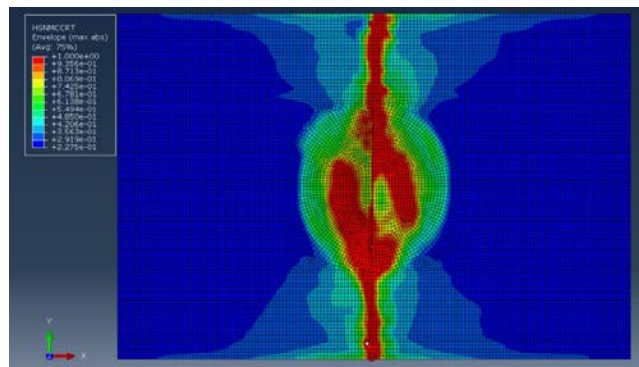


Figura 6-61: Fallo de la matriz a compresión en el instante $t = 0,5830$ s al ensayar con el útil desarrollado

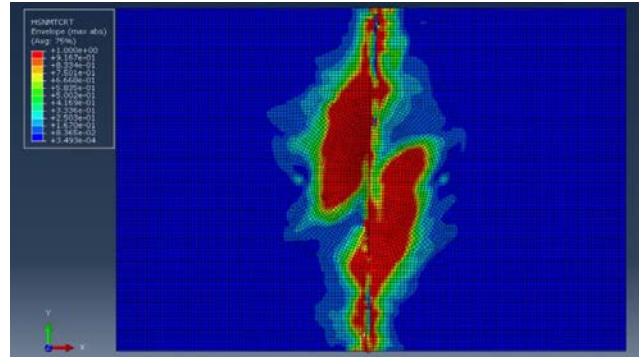


Figura 6-62: Fallo de la matriz a tracción en el instante $t = 0,5830$ s al ensayar con el útil desarrollado

En este caso, la progresión de la delaminación y la rotura final de las fibras se produce prácticamente en el mismo instante; por ello, la Figura 6-35 no muestra ninguna caída previa a la carga máxima final de 110,6 KN. Esto es debido a que, al obtenerse una resistencia residual mayor que en el caso de realizar el ensayo con el útil de la norma, la rotura es más explosiva.

En resumen, con ambos útiles la progresión de la delaminación se produce previamente a la rotura de fibras. Este comportamiento que se adelantó por medio de los ensayos experimentales y se comprobó también en las simulaciones. Además, también se ha verificado que se permite la correcta propagación de la delaminación en ambos casos

y, concretamente, se verifica que con el útil desarrollado no hay interferencia con los nervios verticales. Finalmente, de nuevo, el pandeo se produce antes con el útil de la norma que con el útil desarrollado debido a la falta de una correcta estabilización de la probeta. Por ello, la progresión de la delaminación se produce antes mediante el útil de la norma y, por lo tanto, se consigue una mayor resistencia residual con el útil desarrollado al ensayar laminados delgados.

Capítulo 7

CONCLUSIONES Y TRABAJOS FUTUROS

En este último capítulo se exponen las principales conclusiones obtenidas en esta Tesis Doctoral. En primer lugar, se presenta un resumen de los trabajos realizados y de las conclusiones alcanzadas, exponiendo las conclusiones particulares relativas a cada una de las partes en las que se divide la investigación: comportamiento frente a impacto, diseño y validación de la nueva metodología de CAI, potencial y rango de aplicación, y progresión de la delaminación. A continuación, se proponen diferentes posibles líneas de trabajo con las que proseguir la investigación. Finalmente, se resumen las principales aportaciones científicas e industriales en base a los desarrollos realizados en esta tesis, y se muestra la difusión de resultados llevada a cabo hasta el momento.



7.1. **Resumen y conclusiones**

Como conclusión general de este trabajo de investigación, se ha **analizado el comportamiento a compresión después de impacto de laminados delgados de material compuesto**; comprendiendo, tanto su comportamiento frente a impacto, como los mecanismos posteriores durante la etapa de compresión después de impacto. Mediante los desarrollos aquí presentados, se ha mejorado la metodología para analizar el comportamiento a CAI de laminados delgados.

De forma particular, las conclusiones de esta investigación se establecen en cuatro vertientes interconectadas. Específicamente, se presentan conclusiones relativas a:

- El comportamiento frente a impacto a baja velocidad de laminados de material compuesto
- El diseño y validación de la nueva metodología desarrollada para ensayar laminados delgados a compresión después de impacto
- El potencial de dicha metodología respecto a la existente y su rango de aplicación
- El análisis de la progresión de la delaminación

7.1.1. ***Conclusiones relativas al comportamiento frente a impacto***

- Se analizó la influencia del espesor, de la energía de impacto y de la energía absorbida, en el comportamiento frente a impacto a baja velocidad de laminados de material compuesto, analizando distintas variables como la fuerza pico, la energía absorbida, la profundidad de huella o la delaminación producida.
 - La fuerza pico presenta un crecimiento inicial con la energía de impacto hasta que se estabiliza a un valor constante para cada espesor. Además, dicho valor máximo de la fuerza pico crece de forma aproximadamente lineal con el espesor.
 - La energía absorbida crece con la energía de impacto de forma casi lineal para todos los espesores, hasta que se produce la penetración y la energía absorbida no continúa aumentando. Adicionalmente, al aumentar la energía de impacto, aumenta el porcentaje de energía absorbida frente a energía de impacto hasta que llega al máximo. Por otro lado, para la misma energía de impacto, si no hay penetración, los laminados delgados absorben más energía.
 - La profundidad de huella aumenta con la energía de impacto hasta que se estabiliza. Para una energía determinada, la indentación es mayor para espesores menores. Adicionalmente, el ratio de profundidad de huella máxima con el espesor es mayor en espesores menores. De la misma manera, la profundidad de huella aumenta con la energía absorbida hasta un

momento en el que se estabiliza para energías próximas a las que producen penetración. Dicho umbral también aumenta con el espesor.

- La forma y la extensión de la delaminación es dependiente del espesor del espécimen, incluso para la misma energía de impacto. En las probetas delgadas, se produce una delaminación con un tamaño de vela mayor, para la misma energía de impacto y, por lo tanto, se tiene una medida del área delaminada proyectada mayor. Además, el área delaminada crece de forma aproximadamente lineal con la energía de impacto normalizada con el espesor. En relación a la energía absorbida el comportamiento es similar; se observa una relación lineal entre el área delaminada y la energía absorbida en este tipo de impactos. La recta obtenida presenta una mayor pendiente para espesores menores.
- Se determinó la energía de daño apenas visible E_{BVID} para los tres espesores objeto de estudio, que fue definida como la que produce una profundidad de huella de 1 mm. Dado que, para el rango de energías analizado, la profundidad de huella es una relación lineal de la energía de impacto y, por lo tanto, los resultados se ajustan a una recta; se obtuvo una E_{BVID} para probetas delgadas de 1,472 mm de 9 J; para probetas de 2,944 mm una E_{BVID} de 22 J y; para probetas como las permitidas por la norma, de 4,416 mm de espesor, la E_{BVID} se estimó en 34 J.

7.1.2. Conclusiones relativas al diseño y validación de la nueva metodología desarrollada para ensayar laminados delgados

- Se desarrolló una nueva metodología para evaluar la resistencia a CAI de laminados delgados, incluyendo el diseño de un nuevo útil de CAI para ensayar laminados delgados que evita el pandeo global de la probeta.
- Se valoraron diferentes soluciones antipandeo para cumplir los requerimientos del nuevo útil y se estimó analíticamente el instante de pandeo global. El concepto de útil finalmente seleccionado consiste en unas placas laterales con nervios verticales que dan estabilidad al laminado y que dejan un espacio en el centro para no interferir con el daño. Los elementos protuberantes se diseñan coplanarios y con filo de cuchillo orientados en la dirección de la carga para minimizar el rozamiento. Además, los extremos de los filos de los nervios se redondearon para evitar el enclavamiento de la probeta. El útil diseñado retrasa el pandeo global del laminado pero permite el pandeo local de los sublaminados generados en el fenómeno de impacto.
- Se realizaron modelos de elementos finitos de pandeo con las condiciones de contorno del útil de la norma y las del útil desarrollado respectivamente, para verificar el diseño del nuevo útil y posicionar los nervios verticales. La

distancia entre nervios es un compromiso entre el espesor permitido del laminado a ensayar y la no interferencia con el daño.

- Se validó experimentalmente el útil desarrollado a través de la comparación de ensayos realizados con el nuevo útil y con el útil de la norma, de probetas con espesores mayores a 4 mm.
 - El útil propuesto es una alternativa viable para el estudio de laminados con espesor normalizado, obteniéndose estimaciones de la resistencia a CAI semejantes a los conseguidos con el útil de la norma. A esta conclusión se llegó comparando los resultados experimentales obtenidos con el nuevo útil para probetas permitidas por la norma (con espesores mayores a 4 mm), con los obtenidos con el útil de la norma, alcanzando los mismos resultados con ambos útiles para diferentes energías de impacto. En ninguno de los casos se produjo el pandeo del espécimen.
 - Adicionalmente, a través de los resultados experimentales obtenidos en este estudio, se observa que la resistencia residual a compresión disminuye entre un 40% y 60% debido a los daños causados por impactos a baja velocidad. Concretamente, la resistencia residual se reduce cerca de un 50% incluso para la menor energía de impacto evaluada (15 J), que produce daños no detectables. Sin embargo, al continuar aumentando la energía de impacto, la variación de la resistencia residual es pequeña, reduciéndose más suavemente llegando al 60% de disminución para las energías más elevadas (55 J).

7.1.3. Conclusiones relativas al potencial de la nueva metodología y su rango de aplicación

- Se verificó el potencial de la nueva metodología para ensayar laminados delgados, comparando los resultados experimentales alcanzados con los obtenidos mediante la norma.
 - Se realizaron ensayos de probetas de espesores menores a 4 mm, verificando que con el nuevo útil se consiguen resultados de resistencia residual válidos y más altos gracias al retraso del pandeo global. Dicho retraso conseguido con el útil desarrollado, se comprobó experimentalmente mediante las deformaciones medidas por galgas extensiométricas. Al comparar el comportamiento de los laminados delgados con el útil desarrollado frente al útil de la norma, se demuestra el elevado potencial disponible, llegando a alcanzar incrementos de la medida de la resistencia residual de incluso un 57% en algunos casos.
 - En laminados intactos con un espesor nominal de 2,944 mm, la resistencia residual estimada con el útil desarrollado fue de 425 MPa (similar que para

probetas de espesor superior a 4 mm), frente a 286 MPa obtenidos mediante el útil de la norma (aproximadamente un 33% menor). En laminados de 1,472 mm de espesor, se comprobó también una mejora de la medida considerable (76%), de 167 MPa al ensayar con el útil de la norma, a 295 MPa con el útil desarrollado.

- En laminados de 2,944 mm dañados por impacto de baja velocidad, a energía de daño apenas visible, se mejoró la medida desde 206 MPa a 212 MPa y, para laminados impactados de 1,472 mm, la mejora fue desde 123 MPa a 193 MPa. Por lo tanto, las probetas dañadas más delgadas pueden ser ensayadas con el útil desarrollado, pero no con el útil de norma.
- Adicionalmente, se verificó que la progresión de la delaminación se produce en dirección perpendicular a la carga en todos los casos y, por tanto, no se ve interferida por los nervios verticales.
- Se estimó el rango de aplicación del útil de CAI desarrollado, restringiendo el espesor límite inferior de utilización para que los ensayos se realicen con fiabilidad.
 - La definición del límite inferior se estimó mediante una combinación de ensayos y modelos numéricos. Se ha realizado el estudio para un laminado cuasi-isótropo de AS4/8552, como en el resto del trabajo de investigación, pero el rango de aplicación óptimo puede variar según el material y la secuencia de apilamiento.
 - Para probetas intactas, se ha estimado que el espesor mínimo para ensayar con el útil de la norma es de aproximadamente 3,75 mm, razón por la cual la norma exige que las probetas tengan más de 4 mm; mientras que mediante el nuevo útil se permiten ensayar laminados de incluso 1,8 mm de espesor.
 - Para el caso de probetas dañadas por impacto de baja velocidad, dado que la resistencia residual de laminados dañados es menor, con el nuevo útil desarrollado se pueden ensayar probetas de incluso solamente 1,2 mm de espesor.

7.1.4. Conclusiones relativas a la progresión de la delaminación artificial

- Se desarrolló un modelo numérico de bajo coste computacional para analizar la evolución de daño, que incluye daño intralaminar e interlaminar. El modelo se realizó mediante Abaqus Explicit, utilizando "Continuum Shell" para los sublaminados, y elementos cohesivos para la intercara en la que se encuentra la delaminación.

- Se validó el modelo numérico por medio de un análisis de sensibilidad y de la correlación con ensayos experimentales.
 - Se realizó un análisis de sensibilidad de parámetros del modelo. Se estudió la influencia de parámetros que afectan al procesado del modelo, como la velocidad de aplicación de la carga, el escalado de masa o la viscosidad; parámetros del sublaminado, como los módulos y resistencias por lámina o las energías de fractura intralaminar; y los parámetros de los elementos cohesivos, viendo el tamaño crítico del elemento cohesivo, la resistencia de la intercara, la tasa crítica de liberación de energía o la rigidez de los elementos cohesivos.
 - Se realizaron ensayos de compresión con una delaminación artificial en el plano medio y se verificó una buena correlación entre los resultados numéricos y los experimentales.
- Se estudió con mayor profundidad la nueva metodología, aprovechando los modelos numéricos realizados y los ensayos experimentales con delaminación inducida. Tanto las simulaciones realizadas, como los ensayos experimentales, mostraron diferencias en el comportamiento de los especímenes al realizar ensayos con ambos útiles. El pandeo se produce antes con el útil de la norma que con el útil desarrollado debido a la falta de una correcta estabilización de la probeta. Por ello, la progresión de la delaminación se produce antes mediante el útil de la norma y, por lo tanto, se consigue una mayor resistencia residual con el útil desarrollado al ensayar laminados delgados.
- Se analizó la evolución de una delaminación en laminados delgados de material compuesto bajo una carga de compresión uni-axial.
 - La progresión de la delaminación se produce previamente a la rotura de fibras. Este comportamiento, que se adelantó por medio de las simulaciones, se comprobó también en los ensayos experimentales.
 - Adicionalmente, se verificó la progresión de la delaminación al ensayar mediante ambas metodologías. El útil desarrollado también permite la correcta propagación de la delaminación de forma perpendicular a la dirección de la carga aplicada, ya que no hay interferencia con los nervios verticales.

7.2. Líneas futuras

Una vez presentadas las principales conclusiones de este trabajo de investigación, se establecen diferentes líneas futuras que se consideran de interés en este campo:

- En relación a la detectabilidad del daño, se podría realizar un estudio de visibilidad del daño para probetas extremadamente delgadas, de espesor menor a 1,5 mm. A partir de un análisis de detectabilidad de este tipo, se facilitaría la definición de la E_{BVID} para cada configuración.
- En base a la estimación del rango de aplicación del útil desarrollado realizada, resulta sencillo abordar el cálculo del espesor mínimo permitido para otros materiales y/u otras secuencias de apilamiento. A su vez, si fuera necesario, se podría reevaluar la posición de los nervios verticales para casos específicos que lo requiriesen.
- Respecto al potencial de la nueva metodología, habiendo analizado las ventajas de la solución propuesta, se pretende continuar con los estudios de comparación con otros útiles de CAI diseñados específicamente para ensayar laminados delgados.
- En relación al útil desarrollado, se observaron algunas posibles mejoras a realizar, principalmente de manejo. Actualmente, ya se han implementado algunas en un nuevo útil que mantiene mismo concepto de estabilización mediante elementos protuberantes verticales, pero que utiliza como base el propio útil de la norma ASTM 7137 D, intercambiando los apoyos laterales por unas placas antipandeo con nervios verticales. Dichas placas laterales disponen varios huecos entre los propios nervios para facilitar la salida de los cables de las galgas extensiométricas y posibilitar la visibilidad del daño durante el ensayo. Adicionalmente, se modificó el material utilizado para su fabricación (17-4 PH) debido a que posee una mayor dureza y proporciona una mayor robustez.
- Por otro lado, la experiencia en este tipo de ensayos, muestra la gran importancia de las tolerancias de paralelismo y perpendicularidad en la fiabilidad de los resultados de los ensayos; sin embargo, la preparación de las probetas de forma que cumplan las estrechas tolerancias exigidas, suponen un elevado coste. Por ello, se considera interesante realizar un estudio de la influencia de las tolerancias de las probetas, con la intención de analizar si es posible relajarlas para el ensayo de CAI.
- En relación al modelo numérico, se pretende mejorar la estimación de los valores de las energías de fractura de Hashin o mejorar la modelización del daño intralaminar para conseguir modelos más precisos. De forma más ambiciosa, se trataría de relacionar modelos de elementos finitos de bajo coste computacional con ensayos experimentales para, por medio de un ensayo virtual simplificado, predecir el comportamiento a CAI.
- Gracias a las herramientas disponibles, sería posible profundizar en la comprobación de la influencia de otras variables, como la secuencia de apilamiento, el material o el tamaño del daño, en el daño por impacto de un laminado o en su progresión bajo carga de compresión.

- En base a los ensayos de CAI llevados a cabo, se podría aprovechar la amplia batería de ensayos realizada para verificar y/o mejorar los análisis realizados por otros autores, sean analíticos o numéricos, mediante comparación y correlación.
- En relación a la nueva metodología desarrollada, se propone que sea utilizada cuando sea necesario ensayar a CAI laminados de espesor menor a 4 mm, sin menoscabo de que pueda ser utilizada también para espesores mayores. En un futuro, se pretende comercializar la patente y/o introducir el útil desarrollado en una normativa internacional.

7.3. Principales aportaciones de la Tesis Doctoral

7.3.1. *Aportaciones científicas*

El desarrollo de esta Tesis Doctoral ha supuesto un avance en el análisis de compresión después de impacto de laminados de material compuesto; de gran importancia en el sector, ya que dichos laminados son propensos a una gran reducción de la resistencia a compresión incluso cuando el impacto es insuficiente para causar un daño visible. Concretamente, se resumen las siguientes aportaciones científicas:

Se ha mejorado el conocimiento del comportamiento frente a impacto a baja velocidad de laminados de material compuesto, incluyendo la influencia de distintas variables entre las que se incluye el espesor como determinante. Adicionalmente, se ha definido la energía de daño apenas visible para tres espesores representativos.

Se ha diseñado y validado una nueva metodología para ensayar a compresión después de impacto laminados delgados. Se ha logrado desarrollar un útil que garantiza resultados similares al estandarizado para probetas por encima de 4 mm, mientras que proporciona medidas de la resistencia residual significativamente mayores para laminados por debajo de dicho espesor. Al estimar el rango de aplicación, se comprueba que se ha conseguido disponer de una herramienta para el ensayo a CAI de laminados incluso menores a 2 mm de espesor.

Finalmente, se han realizado modelos de bajo coste computacional, que correlan de manera razonablemente buena con ensayos experimentales de compresión de especímenes con una delaminación artificial, gracias a lo cual se puede evaluar el comportamiento de la delaminación durante su evolución y verificar la correcta propagación de la misma durante el ensayo de CAI.

7.3.2. Aportaciones industriales

Además de las aportaciones puramente científicas, la aplicación industrial de los desarrollos ha sido directa, como lo muestra su utilización en diferentes proyectos del sector aeronáutico con resultados satisfactorios.

El útil desarrollado se está utilizando ya para ensayar probetas delgadas en diversos proyectos. Las Figuras 7-1 y 7-2 muestran el nuevo útil de CAI basado en el útil desarrollado durante un ensayo de laminados delgados. Concretamente, esta metodología ha sido utilizada en pequeños proyectos de investigación básica, así como en proyectos de investigación aplicada, como en el proyecto OUTCOME, con la aceptación oficial de Airbus Group, y en el proyecto europeo PLATFORM. Adicionalmente, existen otras posibles aplicaciones futuras como en el proyecto NEODAMP u otros.



Figura 7-1: Nuevo útil de CAI para laminados delgados durante un ensayo mecánico

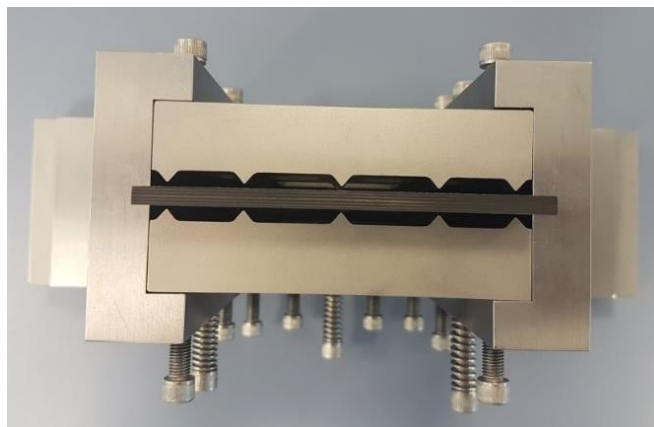


Figura 7-2: Nuevo útil de CAI observado desde la parte superior

7.3.3. Difusión de los resultados

Como resultado de los trabajos realizados, se ha publicado un artículo científico recogido en una revista indexada en el “Journal Citation Report”, perteneciente al primer cuartil.

- Remacha, M., Sánchez-Sáez, S., López-Romano, B., y Barbero, E. (2015). A new device for determining the compression after impact strength in thin laminates. *Composite Structures*, 127, 99-107.

Además, otros artículos científicos, que recogen los últimos análisis realizados en lo relativo al rango de aplicación y a la progresión del daño, están en proceso.

- Remacha, M., Sánchez-Sáez, S., y Barbero, E. (2018). Application range definition for a developed CAI device for thin laminates.
- Remacha, M., Sánchez-Sáez, S., Barbero, E. (2018). Compression residual strength of thin laminates with artificial delamination.

Por otro lado, se han presentado cuatro contribuciones a congresos científicos nacionales e internacionales.

- MatComp13: *Nuevo útil de compresión después de impacto para laminados delgados* (Algeciras, 2013).
- MatComp15: *Influencia del espesor en el rango de aplicación de un útil CAI desarrollado para laminados delgados* (Móstoles, 2015).
- ICCM20: *Compression after impact test method for thin laminates* (Copenhague, 2015).
- ICCS20: *Analysis of delamination evolution under compression in thin laminates* (París, 2017).

Para garantizar la protección intelectual se presentó una patente internacional:

- Patente: Castro, M., y Remacha, M. *Tool for Post-Impact Compression Tests*. PCT/ES2012/070087. Fecha de publicación: 15/08/2013.

Adicionalmente, se participó en un concurso industrial internacional acerca de útiles para ensayos mecánicos que conllevaran innovación, quedando entre los 10 finalistas.

- Zwick Science Award 2015.

En el contexto aeronáutico, también se asistió a jornadas para doctorandos en el marco de Airbus Group, en los que se presentaron los avances de la tesis en dos ocasiones:

- PhD day: *A new method for determining CAI strength in thin laminates* (Bristol, 2013).
- PhD day: *Compression After Impact (CAI) behavior analysis of thin laminates* (Getafe, 2016).

Finalmente, se ha participado en la divulgación del conocimiento científico para una audiencia no especializada mediante la presentación de la tesis en 3 minutos, quedando como finalista.

- Thesis Talk 2017: *¡Cuidado con el daño que no se ve!* (Universidad Carlos III de Madrid).

ANEXO 1

Nuevo procedimiento de ensayos de CAI para laminados delgados

La nueva metodología de ensayo propuesta supone principalmente la utilización del útil desarrollado en la presente Tesis Doctoral.

Para la definición concreta del útil a utilizar se tendrán en cuenta las siguientes premisas:

- Los nervios verticales de ambas placas de estabilización deberán estar enfrentados. Se sugiere una tolerancia de posicionado menor a 0,02 mm.
- El espacio central sin nervios debe ser suficiente para que los nervios no interfieran con el daño.
- Para ensayar probetas más delgadas, la distancia entre nervios debería ser menor.
- En el caso de que el ensayo no sea de compresión, se puede variar el sistema de entrada de carga. Por ejemplo, para ensayos de fatiga se podría aplicar carga mediante mordazas en lugar de platos de compresión.

Para la realización de los ensayos mecánicos se considerarán las siguientes instrucciones generales:

- Se deben determinar las dimensiones de la probeta antes del impacto. Para ello, utilizar un micrómetro para medir el espesor y un calibre para medir la anchura y la longitud. Se mide el espesor en 4 puntos del área central de la probeta cerca de la posición del daño y se comprueba que cumplen las tolerancias; se obtiene el valor medio. Además, se mide la anchura en 3 secciones y se comprueba que están dentro de tolerancias; se obtiene de nuevo el valor medio. La precisión de todas las medidas debe ser un 1% de la dimensión.
- Si la probeta va a ser dañada a través de un impacto por caída libre fuera del plano, impartir el daño de acuerdo con el método de ensayo ASTM D 7136 (2015) (apartado 4.4). Las probetas deben ser inspeccionadas por ultrasonidos después del impacto. En cada probeta debemos medir la profundidad del daño y, al menos, el área delaminada.
- Colocar el útil desarrollado entre los platos planos de la máquina de ensayos, teniendo cuidado de alinear el eje vertical del útil con la dirección de ensayo.
- Unir los cables de las galgas extensiométricas al aparato de adquisición de datos. Para determinar el módulo a compresión efectivo, la tensión del laminado debe ser medido en dos niveles especificados de deformaciones, típicamente 1000 y 3000 microdeformaciones. Si a cualquier nivel de deformación ocurre la flexión, las deformaciones medidas en las caras opuestas de la probeta no serán iguales. La media de los dos valores de deformación será el deseado de

deformación ya que la cantidad de flexión no afecta a las deformaciones medias. Sin embargo, el porcentaje de flexión debe mantenerse menos a un 10%.

Para determinar el porcentaje de flexión para cada posición de las galgas se tiene en cuenta la ecuación (8-1); donde ϵ_1 indica la deformación de la galga de una cara y ϵ_2 indica la deformación de la galga de la cara opuesta.

$$B_y = \text{Porcentaje de flexión} = \frac{\epsilon_1 - \epsilon_2}{\epsilon_1 + \epsilon_2} \cdot 100 \quad (8-1)$$

El signo del porcentaje calculado indica la dirección en la que la flexión está ocurriendo. Esta información es útil para la determinación de la causa de la flexión que puede ser introducida por un error sistemático en la probeta de ensayo, aparato de ensayo, o el procedimiento de ensayo, o solamente por efectos aleatorios.

La divergencia rápida de las lecturas de deformaciones en las caras opuestas de la probeta, o el rápido incremento en el porcentaje de flexión, es indicativo del comienzo de la inestabilidad del panel. Se debe examinar el útil, probeta y platos de carga para condiciones que puedan promover la flexión de la probeta, como la presencia de gaps, pérdida de remaches o desalineamiento de los platos. En el caso de que todo sea correcto, es posible que el espesor de la probeta esté fuera del rango de aplicación permitido por este útil.

- El ensayo comenzará con carga nula que se irá incrementando progresivamente a una velocidad de desplazamiento del plato de la máquina de ensayos de 0,5 mm/min hasta el fallo de la probeta. La probeta se carga hasta que una fuerza máxima se alcanza y la fuerza ha caído alrededor de un 30% del máximo. A no ser que la rotura de la probeta sea deseada específicamente, el ensayo ha terminado para evitar enmascarar el modo de fallo real, para proveer una evaluación de modo de fallo más representativo, y para prevenir el daño del útil.
- Registrar fuerza frente a desplazamiento y fuerza frente a deformación de forma continua o a intervalos de frecuencia regular; para este método de ensayo son recomendados un rango de muestreo de 2 o 3 grabaciones de datos por segundo y un objetivo mínimo de 100 puntos por ensayo. Además, en el caso de las probetas instrumentadas, se obtendrán las deformaciones.
- Registrar el modo de fallo, área y posición del fallo para cada probeta. Obtener curvas resistencia-deformación cuando aplique.

A la hora de realizar el análisis de resultados se deberá considerar al menos la información que se detalla a continuación:

- Cantidad de probetas ensayadas y fecha de ensayo.
- Método de preparación de la probeta, incluyendo el etiquetado, la geometría, el muestreo y el método de corte.
- Máquina de ensayos, método utilizado y parámetros introducidos.

- Medida de la longitud, ancho y espesor de cada probeta.
- Condiciones ambientales de ensayo y acondicionamiento previo de las probetas (si existiera).
- Método de la realización del daño (indentación estática o impacto por caída libre). Para probetas dañadas con impacto por caída libre, todos los parámetros de acuerdo con el método de ensayo ASTM D 7136 (2015).
- Energía de impacto y profundidad del daño.
- Registros de inspección ultrasónica indicando el área de delaminación de cada probeta.
- Fuerza de contacto del impactador en función del tiempo, velocidad antes y después del impacto, y energía absorbida en función de la energía de impacto para las probetas impactadas con torre de caída instrumentada.
- Velocidad del ensayo de resistencia residual a compresión.
- Resistencias residuales a compresión últimas individuales y su valor medio, desviación estándar, y coeficiente de variación (en porcentaje) para la población.
- Módulo efectivo individual y su valor medio, desviación estándar, y coeficiente de variación (en porcentaje) para la población si la medida de deformación de las probetas se lleva a cabo.
- Resultados de fuerza frente a desplazamiento de la máquina universal para cada probeta evaluada.
- Curvas tensión-deformación para probetas instrumentadas, datos tabulados de tensión frente a deformación, o porcentaje de flexión frente a fuerza o desplazamiento.
- Para los cálculos se tendrán los valores individuales, el valor medio y la desviación estándar para cada parámetro de ensayo calculado. Además, para la industria se obtendrán los valores B de las deformaciones admisibles.
- Modo de fallo y posición del fallo para probeta.
- Cualquier desviación del método que se produjera.

REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- Abaqus Analysis User's Guide (2014). Version 6.14. Simulia Corporation.
- Abaqus/CAE User's Guide (2014). Version 6.14. Simulia Corporation.
- Abrate, S. (1998). *Impact on Composite Structures*. Cambridge University Press.
- Airliners.net. (2011). A350 Prototypes production thread part 1: ferpe. Recuperado de <http://www.airliners.net/forum/viewtopic.php?t=527647&start=150>.
- AITM 1-0010 (2005). *Fibre Reinforced Plastics: Determination of Compression Strength After Impact*. Airbus Test Method.
- AITM 1-0075 (2012). *Fibre Reinforced Plastics: Constant amplitude fatigue test on coupons*. Airbus Test Method.
- AITM 6-0011 (2016). Non destructive inspection of composite parts. Airbus Test Method for inspection processes.
- Aktaş, M., Atas, C., İçten, B. M., y Karakuzu, R. (2009). An experimental investigation of the impact response of composite laminates. *Composite Structures*, 87 (4), 307-313.
- Alfano, G. (2006). On the influence of the shape of the interface law on the application of cohesive-zone models. *Composites Science and Technology*, 66 (6), 723-730.
- Alfano, G., y Crisfield, M. (2001). Finite element interface models for the delamination analysis of laminated composites: Mechanical and computational issues. *International Journal for Numerical Methods in Engineering*, 50 (7), 1701-1736.
- Arias, L. S., y Vanegas, L. (2004). Falla de los materiales compuestos laminados. *Scientia et Technica*, X (25), 113-118. Universidad Tecnológica de Pereira, Colombia.
- Aronsson, C. G. (1993). Strength of carbon/epoxy laminates with countersunk hole. *Composite Structures*, 24 (4), 283-289.
- ASM Handbook Volume 21 (2001). *Composites*. ASM International: The Materials Information Company.
- Astandoa (2007). Astilleros: 4 centros de producción. Recuperado de www.astandoa.es/empresa/filosofia.
- ASTM D 5528 (2013). Standard Test Method for Mode I Interlaminar Fracture Toughness of Unidirectional Fiber-Reinforced Polymer Matrix Composites. ASTM D 5528 – 13.

- ASTM D 6671 (2013). Standard Test Method for Mixed Mode I-Mode II Interlaminar Fracture Toughness of Unidirectional Fiber Reinforced Polymer Matrix Composites. ASTM D 6671/D 6671M – 13.
- ASTM D 7136 (2015). *Standard Test Method for Measuring the Damage Resistance of a Fiber-Reinforced Polymer Matrix Composite to a Drop-Weight Impact Event*. ASTM D 7136/D 7136M – 15.
- ASTM D 7137 (2007). *Standard Test Method for Compressive Residual Strength Properties of Damaged Polymer Matrix Composite Plates*. ASTM D 7137/D 7137M – 07.
- ASTM D 7905 (2014). Standard Test Method for Determination of the Mode II Interlaminar Fracture Toughness of Unidirectional Fiber-Reinforced Polymer Matrix Composites. ASTM D 7905/D 7905M – 14.
- Baker, A. A., Jones, R., y Callinan, R. J. (1985). Damage Tolerance of Graphite/Epoxy Composites. *Composite Structures* 4, 15-44.
- Barbero E. J., Sgambitterra, G., Adumitroaie, A., y Martinez, J. (2011). A discrete constitutive model for transverse and shear damage symmetric laminates with arbitrary stacking sequence. *Composite Structures*, 93, 1021-1030.
- Barenblatt, G. I. (1962). The mathematical theory of equilibrium cracks in brittle fracture. *Advances in Applied Mechanics*, 7, 55-129.
- Belingardi, G., y Vadori, R. (2003). Influence of the laminate thickness in low velocity impact behavior of composite material plate. *Composite Structures*, 61 (1), 27-38.
- Benzeggagh, M. L., y Kenane, M. (1996). Measurement of mixed-mode delamination fracture toughness of unidirectional glass/epoxy composites with mixed-mode bending apparatus. *Composites Science and Technology*, 56 (4), 439-449.
- Berketis, K., Tzetzis, D., y Hogg, P.J. (2008). The influence of long term water immersion ageing on impact damage behaviour and residual compression strength of glass fibre reinforced polymer (GFRP). *Materials and Design*, 29, 1300-1310.
- Boeing BSS 7260 (1988). *Advanced composite compression test*. Boeing Specification Support Standard BSS 7260.
- Brewer, J. C., y Lagace, P. A. (1988). Quadratic stress criterion for initiation of delamination. *Journal of Composite Materials*, 22 (12), 1141-1155.
- Camacho, G. T., y Ortiz, M. (1996). Computational modelling of impact damage in brittle materials. *International Journal of Solids and Structures*, 33 (20-22), 2899-2938.
- Camanho, P. P., Davila, C. G., y De Moura, M. F. (2003). Numerical simulation of mixed-mode progressive delamination in composite materials. *Journal of composite materials*, 37 (16), 1415-1438.

- CASA I+D-E-292 (1990). *Ensayo de compresión después de impacto*. Investigación y Desarrollo de Tecnología y Materiales, CASA.
- Chang, F. K., y Chang, K. Y. (1987). A progressive damage model for laminated composites containing stress concentrations. *Journal of composite materials*, 21 (9), 834-855.
- Chang, F. K., y Lessard, L. B. (1991). Damage tolerance of laminated composites containing an open hole and subjected to compressive loadings: Part I—Analysis. *Journal of Composite Materials*, 25 (1), 2-43.
- Chiu, S. T., Liou, Y. Y., Chang, Y. C., y Ong, C. L. (1997). Low velocity impact behavior of prestressed composite laminates. *Materials Chemistry and Physics*, 47 (2), 268-272.
- CS 25.305. EASA Certification Specifications for Large Aeroplanes CS-25. *Subpart C: Structure. General: Strength and deformation*. European Aviation Safety Agency.
- CS 25.571. EASA Certification Specifications for Large Aeroplanes CS-25. *Subpart C: Structure. Fatigue evaluation: Damage-tolerance and fatigue evaluation of structure*. European Aviation Safety Agency.
- CS-25.301. EASA Certification Specifications for Large Aeroplanes CS-25. *Subpart C: Structure. General: Loads*. European Aviation Safety Agency.
- Cui, W., y Wisnom, M. R. (1993). A combined stress-based and fracture-mechanics-based model for predicting delamination in composites. *Composites*, 24 (6), 467-474.
- Daudeville, L., Allix, O., y Ladeveze, P. (1995). Delamination analysis by damage mechanics: Some applications. *Composites Engineering*, 5 (1), 17-24.
- Davidson, B. D., y Zhao, W. (2007). An accurate mixed-mode delamination failure criterion for laminated fibrous composites requiring limited experimental input. *Journal of Composite Materials*, 41 (6), 679-702.
- Dávila, C. G., y Camanho, P. P. (2003). Failure criteria for FRP laminates in plane stress. *NASA/TM-2003-212663*. VA, USA: NASA Langley Research Center.
- Dudderar T. D., Lauriello P. J., Weissman, G. F. H. (1971) *Apparatus and method for tension-compression testing of thin sheets of material*. United States Patent Office US 3 559 473.
- Dugdale, D. S. (1960). Yielding of steel sheets containing slits. *Journal of the Mechanics and Physics of Solids*, 8 (2), 100-104.
- Elices, M. G. G. V., Guinea, G. V., Gomez, J., y Planas, J. (2002). The cohesive zone model: Advantages, limitations and challenges. *Engineering fracture mechanics*, 69 (2), 137-163.

- EN 2563 (1997). *Aerospace series – Carbon fibre reinforced plastics – Unidirectional laminates – Determination of the apparent interlaminar shear strength*. European Standard DIN EN 2563 : 1997 - 3.
- FAR 25.305. FAA Airworthiness Standards: Transport category airplanes FAR-25. *Subpart C: Structure. General: Strength and deformation*. Federal Aviation Administration, Department of Transportation.
- FAR 25.571. FAA Airworthiness Standards: Transport category airplanes FAR-25. *Subpart C: Structure. Fatigue evaluation: Damage-tolerance and fatigue evaluation of structure*. Federal Aviation Administration, Department of Transportation.
- Found, M. S., y Howard, I. C. (1995). Single and multiple impact behaviour of a CFRP laminate. *Composite Structures*, 32 (1-4), 159-163.
- Ghelli, D., y Minak, G. (2010). Numerical analysis of the effect of membrane preloads on the low-speed impact response of composite laminates. *Mechanics of Composite Materials*, 46 (3), 431-458.
- Ghelli, D., y Minak, G. (2011) Low velocity impact and compression after impact tests on thin carbon/epoxy laminates. *Composites Part B: Engineering*, 42 (7), 2067–2079.
- Gómez-del Río, T., Zaera, R., Barbero, E., & Navarro, C. (2005). Damage in CFRPs due to low velocity impact at low temperature. *Composites Part B: Engineering*, 36 (1), 41-50.
- González, C., Vilatela, J. J., Molina-Aldareguía, J. M., Lopes, C. S., y LLorca, J. (2017). Structural composites for multifunctional applications: Current challenges and future trends. *Progress in Materials Science*, 89, 194–251.
- González, E. V., Maimí, P., Camanho, P. P., Turon, A., y Mayugo, J. A. (2012). Simulation of drop-weight impact and compression after impact tests on composite laminates. *Composite Structures*, 94 (11), 3364-3378.
- Gordnian, K., Hadavinia, H., Mason, P. J., y Madenci, E. (2008). Determination of fracture energy and tensile cohesive strength in Mode I delamination of angle-ply laminated composites. *Composite Structures*, 82 (4), 577-586.
- Grasso, M., Penta, F., Pucillo, G. P., Ricci, F., y Rosiello, V. (2015). Low velocity impact response of composite panels for aeronautical applications. *Proceedings of the World Congress on Engineering*, 2. London, U.K.
- Griffith, A. A. (1920). The phenomenon of rupture and flow in solids. *Philosophical Transactions of the Royal Society*, A221, 163-198.
- Hahn, H. T. (1983). A mixed-mode fracture criterion for composite materials. *Journal of Composites, Technology and Research*, 5 (1), 26-29.

- Harper, P. W., y Hallett, S. R. (2008). Cohesive zone length in numerical simulations of composite delamination. *Engineering Fracture Mechanics*, 75 (16), 4774-4792.
- Hashin, Z. (1980) Failure criteria for unidirectional composites. *Journal of Applied Mechanics* 1980, 47, 329–334.
- Hashin, Z., y Rotem, A. (1973). A fatigue failure criterion for fiber reinforced materials. *Journal of Composite Materials*, 7, 448-464.
- Hawyes, V. J., Curtis, P. T., y Soutis, C. (2001). Effect of impact damage on the compressive response of composite laminates. *Composites Part A: Applied science and manufacturing*, 32, 1263-1270.
- Hazell, P. J., Stennett, C., y Cooper, G. (2009). The effect of specimen thickness on the shock propagation along the in-fibre direction of an aerospace-grade CFRP laminate. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 40 (2), 204–209.
- Hellen, T. K. (1975). On the method of virtual crack extensions. *International Journal for Numerical Methods in Engineering*, 9 (1), 187-207.
- Henkhaus, K. (2003). Overview of research on composite materials impact behaviour. *16th Engineering Mechanics Conference*.
- HexPly 8552. *Epoxi matrix (180°C/356°F curing matrix)*. Hexcel Composites, Product Data Sheet.
- Hill, R. (1948). A theory of the yielding and plastic flow of anisotropic metals. *Proceedings of the Royal Society of London A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences*, 193 (1033), 281-297.
- Hillerborg, A., Modéer, M., y Petersson, P. E. (1976). Analysis of crack formation and crack growth in concrete by means of fracture mechanics and finite elements. *Cement and Concrete Research*, 6 (6), 773-781.
- Hoffman, O. (1967). The brittle strength of orthotropic materials. *Journal of Composite Materials*, 1 (2), 200-206.
- Hu, N., Zemba, Y., Okabe, T., Yan, C., Fukunaga, H., y Elmarakbi, A. M. (2008). A new cohesive model for simulating delamination propagation in composite laminates under transverse loads. *Mechanics of Materials*, 40 (11), 920-935.
- Huang, J. Y., Chen, J. S., y Wu, Y. C. (1991). Thickness effect on strain energy release rate of composite laminate. *36th International SAMPE Symposium*.
- Hull, D., y Shi, Y. B. (1993). Damage mechanism characterization in composite damage tolerance investigations. *Composite Structures*, 23 (2), 99-120.
- Icten, B. M., Kiral, B. G., y Deniz, M. E. (2013). Impactor diameter effect on low velocity impact response of woven glass epoxy composite plates. *Composites Part B: Engineering*, 50, 325-332.

- Irwin, G. R. (1957). Analysis of stresses and strains near the end of a crack traversing a plate. *Journal of Applied Mechanics*, 24 (3), 361-364.
- ISO 11357-2 (1999). *Plastics – Differential scanning calorimetry (DSC). Part 2: Determination of glass transition temperature*. International Standard ISO 11357-2:1999(E).
- ISO 7500-1 (2015). *Materiales metálicos - Calibración y verificación de máquinas de ensayos uniaxiales estáticos. Parte 1: Máquinas de ensayo de tracción/compresión. Calibración y verificación del sistema de medida de fuerza*. International Standard ISO 7500-1:2015.
- Jacques, S., De Baere, I., y Van Paepegem, W. (2015). Analysis of the numerical and geometrical parameters influencing the simulation of mode I and mode II delamination growth in unidirectional and textile composites. *Applied Composite Materials*, 22 (6), 637-668.
- Jones, R. M. (1975). *Mechanics of Composite Materials*. (2ª ed.) Taylor & Francis, Inc.
- Krueger, R. (2004). Virtual Crack Closure Technique: History, approach, and applications. *Applied Mechanics Reviews*, 57 (2), 109-143.
- La Saponara, V., Muliana, H., Haj-Ali, R., y Kardomateas, G. A. (2002). Experimental and numerical analysis of delamination growth in double cantilever laminated beams. *Engineering Fracture Mechanics*, 69 (6), 687-699.
- Liu, D. (1990). Delamination resistance in stitched and unstitched composite plates subjected to impact loading. *Journal of Reinforced Plastics and Composites*, 9 (1), 59-69.
- Liu, P. F., y Zheng, J. Y. (2010). Recent developments on damage modeling and finite element analysis for composite laminates: A review. *Materials and Design*, 31 (8), 3825-3834.
- Liu, P. F., Yang, Y. H., Gu, Z. P., y Zheng, J. Y. (2015). Finite element analysis of progressive failure and strain localization of carbon fiber/epoxy composite laminates by ABAQUS. *Applied Composite Materials*, 22 (6), 711-731.
- Lopes, C. S., Seresta, O., Coquet, Y., Gürdal, Z., Camanho, P. P., y Thuis, B. (2009). Low-velocity impact damage on dispersed stacking sequence laminates. Part I: Experiments. *Composite Science and Technology*, 69 (7-8), 926-936
- Maimí, P., Camanho, P. P., Mayugo, J. A., y Dávila, C. G. (2007a). A continuum damage model for composite laminates: Part I – Constitutive model. *Mechanics of Materials*, 39 (10), 897-908.
- Maimí, P., Camanho, P. P., Mayugo, J. A., y Dávila, C. G. (2007b). A continuum damage model for composite laminates: Part II – Computational implementation and validation. *Mechanics of Materials*, 39 (10), 909-919.

- March, S. (2016). Airbus España entrega el primer HTP del A350-1000 a Toulouse. Recuperado de <http://fly-news.es/industria/airbus-espana-entrega-el-primer-htp-del-a350-1000-a-toulouse/>.
- Martin, R. H., & Davidson, B. D. (1999). Mode II fracture toughness evaluation using four point bend, end notched flexure test. *Plastics, Rubber and Composites*, 28 (8), 401-406.
- Marzi, S., Rauh, A., y Hinterhölzl, R. M. (2014). Fracture mechanical investigations and cohesive zone failure modelling on automotive composites. *Composite Structures*, 111, 324-331.
- Mi, Y., Crisfield, M. A., Davies, G. A. O., y Hellweg, H. B. (1998). Progressive delamination using interface elements. *Journal of Composite Materials*, 32 (14), 1246-1272.
- MIL-HDBK-17-1F (2002). Composite materials handbook. Volume 1. *Polymer matrix composites. Guidelines for characterization of structural materials*. Department of defense, Handbook.
- MIL-HDBK-17-3F (2002). Composite materials handbook. Volume 3. *Polymer matrix composites. Materials usage, design and analysis*. Department of defense, Handbook.
- Miravete, A., Larrodé, E., y Castejón, L. (2000). *Materiales Compuestos I*. Editado por Antonio Miravete.
- Moës, N., y Belytschko, T. (2002). Extended finite element method for cohesive crack growth. *Engineering Fracture Mechanics*, 69 (7), 813-833.
- MSC.Nastran (2005). *Quick Reference Guide*. MSC Software Corporation.
- NASA 1092 (1983). *Standard test for toughened resin composites*. NASA Reference Publication 1092.
- NASA 1142 (1985). *NASA/Aircraft Industry Standard Specification for Graphite Fiber/Toughened Thermoset Resin Composite Material*. NASA Reference Publication 1142.
- Needleman, A. (1987). A continuum model for void nucleation by inclusion debonding. *Journal of Applied Mechanics*, 54 (3), 525-531.
- Nettles, A. T., y Sabo, S. (2014). Compression after impact strength of thin laminates with various percentage of 0° plies. *Journal of Composite Materials*, 48 (3), 345-354.
- Niu, M. C. Y. (1988). *Airframe Structural Design: Practical Design information and data on aircraft structures*. Conmilit Press Ltd.
- Niu, M. C. Y. (1992). *Composite Airframe Structures: Practical Design information and data*. Conmilit Press Ltd.

- Orifici, A. C., Herszberg, I., y Thomson, R. S. (2008). Review of methodologies for composite material modelling incorporating failure. *Composite Structures*, 86, 194-210.
- Pagès, S., Costa, J., Mayugo, J. A., y Blanco, N. (2002). Tratamiento de la fatiga en el diseño estructural con materiales compuestos. *VIII Congreso Nacional de Propiedades Mecánicas de Sólidos*, Gandía, 831-837.
- Patran (2016). *User's Guide*. MSC Software Corporation.
- Pinho, S. T., Dávila, C. G., Camanho, P. P., Iannucci, L., y Robinson, P. (2005). Failure models and criteria for FRP under in-plane or three-dimensional stress states including shear non-linearity. *NASA/TM-2005-213530*. VA, USA: NASA Langley Research Center.
- Pinho, S. T., Robinson, P., y Iannucci, L. (2006). Fracture toughness of the tensile and compressive fibre failure modes in laminated composites. *Composites Science and Technology*, 66 (13), 2069-2079.
- Puck, A., y Schürmann, H. (1998). Failure analysis of FRP laminates by means of physically based phenomenological models. *Composites Science and Technology*, 58 (7), 1045-1067.
- Quaresimin, M., Ricotta, M., Martello, L., y Mian, S. (2013). Energy absorption in composite laminates under impact loading. *Composites Part B: Engineering*, 44 (1), 133-140.
- Razali, N., Sultan, M. T. H., Mustapha, F., Yidris, N., y Ishak, M. R. (2014). Impact damage on composite structures - A review. *The International Journal of Engineering and Science (IJES)*, 3 (7), 8-20.
- Reis, L., y Freitas, M. (1997). Damage growth analysis of low velocity impacted composite panels. *Composite Structures*, 38 (1-4), 509-515.
- Remacha, M. (2009). *Alternativa al diseño actual de los revestimientos de CFRP del estabilizador horizontal del A320: largueros en omega* (Proyecto Fin de Carrera). Universidad Politécnica de Madrid.
- Riccio, A. (Ed.) (2015). *Damage Growth in Aerospace Composites*. Springer Aerospace Technology.
- Rice, J. R. (1968). A path independent integral and the approximate analysis of strain concentration by notches and cracks. *Journal of Applied Mechanics*, 35 (2), 379-386.
- Robinson, P., y Davies, G. A. O. (1992). Impactor mass and specimen geometry effects in low velocity impact of laminated composites. *International Journal of Impact Engineering*, 12 (2), 189-207.

- Ruan, J., Wang, S., Tong, J., Shen, M., Aymerich, F., y Priolo, P. (2012). Deformation measurement of composite laminate with impact damage under compressive loads. *Polymers & Polymer Composites*, 20 (1-2), 177-182.
- SACMA SRM 2R-94 (1994). *Compression After Impact Properties of Oriented Fiber-Resin Composites*. SACMA Recommended Test Method. Suppliers of Advanced Composite Materials Association.
- Sánchez, J., y Butragueño, A. (2017). Future trends of organic matrix composite materials in the aeronautical industry. *JEC world, Intenational Composites Event*.
- Sánchez-Sáez, S. (2002). *Comportamiento mecánico a flexión y tolerancia al daño de materiales compuestos de fibra de carbono y matriz epoxi a baja temperatura* (Tesis Doctoral). Universidad Carlos III de Madrid.
- Sánchez-Sáez, S., Barbero, E., Zaera, R., y Navarro, C. (2005). Compression after impact of thin composite laminates. *Composites Science and Technology*, 65 (13), 1911-1919.
- Schoeppner, G. A., y Abrate, S. (2000). Delamination threshold loads for low velocity impact on composite laminates. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 31 (9), 903-915.
- Schuecker, C., y Pettermann, H. E. (2008). Fiber reinforced laminates: Progressive damage modeling based on failure mechanisms. *Archives Computational Methods in Engineering*, 15 (2), 163-184.
- Shi, Y., Swait, T., y Soutis, C. (2012). Modelling damage evolution in composite laminates subjected to low velocity impact. *Composite Structures*, 94 (9), 2902-2913.
- Shyr, T. W., y Pan, Y. H. (2003). Impact resistance and damage characteristics of composite laminates. *Composite Structures*, 62 (2), 193-203.
- Sjöblom, P., y Hwang, B. (1989). Compression-after-impact: The \$5000 data point! *34th International SAMPE Symposium*, 1411-1421.
- Soutis, C., y Curtis, P. T. (1996). Prediction of the post-impact compressive strength of CFRP laminated composites. *Composites Science and Technology*, 56 (6), 677-684.
- Sridharan, S. (2008). *Delamination behaviour of composites*. Woodhead Publishing Limited.
- Swindeman, M. J., larve, E. V., Brockman, R. A., Mollenhauer, D. H., y Hallett, S. R. (2013). Strength prediction in open hole composite laminates by using discrete damage modeling". *AIAA Journal*, 51(4), 936-945.
- Talreja R. (1994). Damage mechanics of composte materials. *Composite materials series*, 9. Oxford, UK: Elsevier Science Ltd.

- Templin, R. L. (1945). Discussion on Single-Strip Compression Test for Sheet Materials. *Proceedings, ASTM*, 45, 690–93.
- Timoshenko, S. P., y Gere, J. M. (1961). *Theory of Elastic Stability*. (2ª ed.) McGraw-Hill International Editions.
- Tong, L. (1997). An assessment of failure criteria to predict the strength of adhesively bonded composite double lap joints. *Journal of Reinforced Plastics and Composites*, 16 (8), 698-713.
- Tsai, S. W. (1965). *Strength Characteristics of Composite Materials*. NASA CR-224.
- Tsai, S. W., y Wu, E. M. (1971). A general theory of strength for anisotropic materials. *Journal of Composite Materials*, 5 (1), 58-80.
- Turon, A., Camanho, P. P., Costa, J., y Renart, J. (2010). Accurate simulation of delamination growth under mixed-mode loading using cohesive elements: Definition of interlaminar strengths and elastic stiffness. *Composite Structures*, 92 (8), 1857-1864.
- Turon, A., Dávila, C. G., Camanho, P. P., y Costa, J. (2005). An engineering solution for using coarse meshes in the simulation of delamination with cohesive zone models. *NASA/TM-2005-213547*. NASA Langley Research Center.
- Turon, A., Davila, C. G., Camanho, P. P., y Costa, J. (2007). An engineering solution for mesh size effects in the simulation of delamination using cohesive zone models. *Engineering fracture mechanics*, 74 (10), 1665-1682.
- Tvergaard, V., y Hutchinson, J. W. (1992). The relation between crack growth resistance and fracture process parameters in elastic-plastic solids. *Journal of the Mechanics and Physics of Solids*, 40 (6), 1377-1397.
- Vandellos, T., Huchette, C., y Carrère, N. (2013). Proposition of a framework for the development of a cohesive zone model adapted to Carbon-Fiber Reinforced Plastic laminated composites. *Composite Structures*, 105, 199-206.
- Wang, J. T. (2010). Relating Cohesive Zone Model to Linear Elastic Fracture Mechanics. *NASA, Langley Research Center*.
- Whitcomb, J. D. (1984). Analysis of instability-related growth of a through-width delamination. *NASA TM-86301*.
- Wu, E. M., y Reuter Jr, R. C. (1965). *Crack extension in fiberglass reinforced plastics*. Vol. 275. University of Illinois.
- Wu, H. Y. T., y Springer, G. S. (1988). Measurements of matrix cracking and delamination caused by impact on composite plates. *Journal of Composite Materials*, 22 (6), 518-532.

- Xiong, Y., Poon, C., Straznicky, P. V., y Vietinghoff, H. (1995). A prediction method for the compressive strength of impact damaged composite laminates. *Composite Structures*, 30, 357-367.
- Xu, X. P., y Needleman, A. (1994). Numerical simulations of fast crack growth in brittle solids. *Journal of the Mechanics and Physics of Solids*, 42 (9), 1397-1434.
- Yang, Q., y Cox, B. (2005). Cohesive models for damage evolution in laminated composites. *International Journal of Fracture*, 133 (2), 107-137.
- Ye, L. (1988). Role of matrix resin in delamination onset and growth in composite laminates. *Composites Science and Technology*, 33 (4), 257-277.
- Zhou, G. (1997). Compressive behavior of large undamaged and damaged thick laminated panels. *Composite Structures*, 38 (1-4), 589-597.
- Zou, Z., Reid, S. R., Soden, P. D., y Li, S. (2001). Mode separation of energy release rate for delamination in composite laminates using sublaminates. *International Journal of Solids and Structures*, 38 (15), 2597-2613.
- Zou, Z., Reid, S. R., y Li, S. (2003). A continuum damage model for delaminations in laminated composites. *Journal of the Mechanics and Physics of Solids*, 51 (2), 333-356.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1-1: Evolución del porcentaje en peso de los diferentes materiales utilizados en las estructuras de las aeronaves de Airbus (Sánchez y Butragueño, 2017).....	18
Figura 1-2: Curvas tensión-deformación de un espécimen de 1,472 mm de espesor ensayado bajo las condiciones de la norma ASTM D 7137	20
Figura 1-3: Sección 19 del A350 (Airliners.net, 2011).....	20
Figura 1-4: Estabilizador horizontal del A350 (March, 2016)	21
Figura 2-1: Fabricación de embarcación de fibra de vidrio (Astandoa, 2017)	27
Figura 2-2: Mecanismos de fallo en laminados de material compuesto (Pagès et al., 2002): a) Rotura de fibras, b) Pandeo de fibras, c) Despegue fibra-matriz, d) Agrietamiento de la matriz y e) Delaminación.....	27
Figura 2-3: Daño típico producido por impacto en un laminado de material compuesto (Shyr y Pan, 2003)	30
Figura 2-4: Aparato impactador (ASTM D 7136, 2015)	32
Figura 2-5: Orientaciones de las delaminaciones (Abrate, 1998).....	35
Figura 2-6: Patrones de daño: a) pino, b) pino invertido (Abrate, 1998)	36
Figura 2-7: Gráfico de carga de diseño y consideraciones de daño para durabilidad y tolerancia al daño (MIL-HDBK-17-3F, 2002).....	38
Figura 2-8: Tolerancia al daño de una estructura metálica basada en el diseño inicial (ASM Handbook Volume 21, 2001)	39
Figura 2-9: Tolerancia al daño de una estructura de material compuesto basada en el diseño inicial (ASM Handbook Volume 21, 2001)	39
Figura 2-10: Esquema de filosofía de tolerancia al daño y definición de umbrales	40
Figura 2-11: Secuencia de fallo por CAI (ASM Handbook Volume 21, 2001)	45
Figura 2-12: Útil de CAI de la norma ASTM D7137	47
Figura 2-13: Esquema del útil de resistencia a CAI convencional (ASTM D 7137, 2007).....	47
Figura 2-14: Útil de CAI de la FIDAMC fabricado por Wyoming Test Fixtures bajo norma.....	48
Figura 2-15: Útil de CAI utilizado por Zhou (1997).....	49
Figura 2-16: Útil propuesto por Sjöblom y Hwang (1989).....	50

Figura 2-17: Ensayo realizado con el útil presentado por S. Sánchez-Sáez	51
Figura 2-18: Medidas aproximadas del útil de la universidad Carlos III de Madrid	51
Figura 2-19: Útil de rodillos horizontales.....	52
Figura 2-20: Distancia entre rodillos mayor que ancho de la ranura	53
Figura 2-21: Tensión equivalente frente desplazamiento equivalente (Abaqus Analysis User's Guide, 2014)	57
Figura 2-22: 3 modos básicos de fractura (ASM Handbook Volume 21, 2001).....	60
Figura 2-23: Frente de grieta y zona de daño cohesivo	62
Figura 2-24: Respuesta tracción-separación típica: ecuación constitutiva bilineal, es decir, con degradación lineal (Abaqus Analysis User's Guide, 2014)	64
Figura 2-25: Respuesta para el modo mixto de los elementos cohesivos (Abaqus Analysis User's Guide, 2014)	67
Figura 3-1: Encintado mediante máquina de ATL	71
Figura 3-2: Esquema de la bolsa de vacío.....	72
Figura 3-3: Autoclave para el curado de los paneles	72
Figura 3-4: Ciclo de autoclave seguido en la fabricación de los paneles.....	73
Figura 3-5: Útil de rodillos para el ensayo de ILSS	74
Figura 3-6: Calorímetro de barrido diferencial de la FIDAMC	75
Figura 3-7: Soporte para las probetas del aparato impactador	76
Figura 3-8: Micrómetro de profundidad para medir la profundidad de huella con una tolerancia de 0,005 mm.....	77
Figura 3-9: Aparato de ultrasonidos manual	78
Figura 3-10: Evaluación del área delaminada proyectada	78
Figura 3-11: Torre de caída de la Universidad Carlos III de Madrid.....	79
Figura 3-12: Curva fuerza-tiempo del ensayo de impacto de la probeta de 2,944 mm (EC-7) impactada a 22 J.....	80
Figura 3-13: Fuerza de pico frente a energía de impacto según el espesor de las probetas	84
Figura 3-14: Energía absorbida en función de la energía de impacto real registrada para cada uno de los tres espesores analizados	85
Figura 3-15: Profundidad de huella o indentación frente a energía de impacto según el espesor	86
Figura 3-16: Forma de la delaminación por impacto a una energía alrededor de los 15 J para probetas de 1,472 mm (EA-15), 2,944 mm (EC-6) y 4,416 mm (ED-3)	87

Figura 3-17: Área delaminada frente a energía de impacto según el espesor	87
Figura 3-18: Área delaminada frente a la energía de impacto normalizada con el espesor del laminado impactado	88
Figura 3-19: Profundidad de huella o indentación frente a energía absorbida para cada uno de los tres espesores	89
Figura 3-20: Área delaminada frente a energía absorbida en función del espesor	89
Figura 3-21: Torre de caída de FIDAMC para ensayos de impacto a baja velocidad	91
Figura 3-22: Profundidad del daño frente a energía de impacto teórica para cada configuración	93
Figura 4-1: Posibles secciones de los elementos protuberantes	97
Figura 4-2: Útil de CAI para laminados delgados con placas de estabilización lateral	98
Figura 4-3: Posición de los rodamientos alineados o a tres bolillos	99
Figura 4-4: Útil de CAI para laminados delgados nervios horizontales	99
Figura 4-5: Útil de CAI para laminados delgados nervios verticales	100
Figura 4-6: Reducción de la anchura para retrasar el pandeo	101
Figura 4-7: Diseño del útil CAI desarrollado con la posición de la probeta	101
Figura 4-8: Imagen del útil de CAI desarrollado y fabricado	102
Figura 4-9: Condiciones de contorno del modelo de pandeo inicial.....	103
Figura 4-10: Primer modo de pandeo para una probeta de 1,44 mm de espesor.....	105
Figura 4-11: Posiciones de los nervios verticales en el útil desarrollado (cotas en mm)	106
Figura 4-12: Condiciones de contorno para simular el comportamiento con el útil de la norma	107
Figura 4-13: Condiciones de contorno para simular el comportamiento con el útil desarrollado.....	108
Figura 4-14: Resultado del primer modo de pandeo en probetas de 1,472 mm ensayadas con el útil de la norma	109
Figura 4-15: Resultado del primer modo de pandeo en probetas de 1,472 mm ensayadas con el nuevo útil diseñado	109
Figura 4-16: Útil desarrollado de CAI para laminados delgados.....	110
Figura 4-17: Vista superior del útil desarrollado con nervios verticales que soportan la probeta a ambos lados.....	110
Figura 4-18: Parte superior del útil desarrollado	111

Figura 4-19: Espacio existente entre la parte superior y la inferior.....	111
Figura 4-20: Nervios de la placa fija con hueco central para evitar la interferencia con el daño.....	112
Figura 4-21: Redondeo superior de los nervios verticales.....	112
Figura 4-22: Nervios limados para evitar enclavamientos.....	112
Figura 4-23: Hueco en la placa móvil para permitir la progresión de daño.....	113
Figura 4-24: Base con saliente perimetral.....	114
Figura 4-25: Diseño del útil desarrollado.....	114
Figura 4-26: Útil de la norma ASTM D 7137.....	116
Figura 4-27: Dimensiones y tolerancias de las probetas a ensayar.....	117
Figura 4-28: Disposición de las galgas extensiométricas sobre las probetas	122
Figura 4-29: Posicionamientos de las galgas extensiométricas en las probetas a ensayar con el útil: a) de la norma, b) desarrollado	123
Figura 4-30: Comparación entre los resultados obtenidos con el nuevo útil desarrollado y con el útil de la norma para varias energías de impacto, para un espesor de 4,416 mm	127
Figura 4-31: Registro de las galgas extensiométricas en una probeta tipo (DN-00-1) ensayada con el útil de la norma ASTM	128
Figura 4-32: Registro de las galgas extensiométricas en una probeta tipo (DF-00-2) ensayada con el útil desarrollado	128
Figura 5-1: Carga frente a tiempo de las probetas intactas de 1,472 mm de espesor ensayadas con el útil desarrollado	135
Figura 5-2: Curva tensión-deformación al ensayar probetas de 1,472 mm con el útil desarrollado (AF-00-3)	137
Figura 5-3: Curva tensión-deformación al ensayar probetas de 1,472 mm con el útil de la norma (AN-00-3)	138
Figura 5-4: Resultados experimentales para varios espesores de probetas intactas.....	139
Figura 5-5: Carga frente a tiempo de las probetas de 1,472 mm impactadas a 9 J ensayadas con el útil desarrollado.....	140
Figura 5-6: Resultados experimentales de CAI para varios espesores de probetas impactadas a E_{BVID}.....	142
Figura 5-7: Deformaciones al ensayar mediante el útil de la norma una probeta de 1,472 mm de espesor impactada a E_{BVID} (AN-9-1)	142
Figura 5-8: Tensión-deformación registrada en probeta intacta de 1,472 mm de espesor nominal (AA-16) al ensayar mediante el útil de la norma.....	144

Figura 5-9: Tensión-deformación registrada en probeta intacta de 2,944 mm de espesor nominal (CC-4) al ensayar mediante el útil de la norma.....	145
Figura 5-10: Tensión-deformación registrada en probeta intacta de 1,472 mm de espesor nominal (AA-13) al ensayar mediante el útil desarrollado.....	145
Figura 5-11: Tensión-deformación registrada en probeta intacta de 2,944 mm de espesor nominal (CC-1) al ensayar mediante el útil desarrollado	146
Figura 5-12: Área delaminada medida por inspección ultrasónica tras el ensayo de CAI	147
Figura 5-13: Pandeo con el útil de la norma de una probeta de 1,472 mm de espesor	149
Figura 5-14: Pandeo con el útil desarrollado de una probeta de 1,472 mm de espesor	149
Figura 5-15: Tensión crítica de pandeo en función del espesor para cada uno de los útiles	149
Figura 5-16: Modelo para el estudio de pandeo de laminados dañados con daño simplificado	151
Figura 5-17: Pandeo de una probeta de 1,472 mm de espesor con un daño (R = 15 mm) ensayada con el útil de la norma ASTM	151
Figura 5-18: Pandeo de una probeta de 1,472 mm de espesor con un daño (R = 15 mm) ensayada con el útil desarrollado	152
Figura 5-19: Tensión crítica de pandeo de probetas de 1,472 mm con daños de diferentes tamaños	152
Figura 6-1: Área delaminada tipo por impacto de baja velocidad.....	156
Figura 6-2: Esquema de posicionado de los círculos de teflón. El centro del círculo es indicado mediante un láser y los círculos se posicionan manualmente.	158
Figura 6-3: Posicionado de los círculos de teflón durante la fabricación	158
Figura 6-4: Espesor y profundidad de la delaminación obtenidos mediante C-scan.....	159
Figura 6-5: Esquema colocación de galgas extensiométricas	160
Figura 6-6: Máquina universal Instron facilitada por la Universidad de Sevilla ..	160
Figura 6-7: Evolución de daño lineal (Abaqus Analysis User's Guide, 2014).....	162
Figura 6-8: Esquema representativo del modelo realizado	163
Figura 6-9: Tensión equivalente frente a desplazamiento equivalente	166
Figura 6-10: Representación esquemática de la zona cohesiva	170

Figura 6-11: Carga registrada numéricamente frente al tiempo con el útil de la norma para especímenes de 2,944 mm de espesor con un daño de 22 mm de radio (modelo S_R22_1)	172
Figura 6-12: Carga registrada numéricamente frente al tiempo con el útil desarrollado para especímenes de 2,944 mm de espesor con un daño de 22 mm de radio (modelo R_R22_1)	173
Figura 6-13: Carga-desplazamiento para distintas velocidades de aplicación de la carga	175
Figura 6-14: Tiempo de máquina necesario en función de la velocidad de aplicación de la carga	176
Figura 6-15: Carga-tiempo para distintos valores de “mass scaling”	177
Figura 6-16: Tiempo de máquina en función de cada valor de tiempo del incremento	177
Figura 6-17: Carga-tiempo para los distintos valores de viscosidad.....	178
Figura 6-18: Carga-tiempo para distintas energías de daño intralaminar	180
Figura 6-19: Elementos cohesivos con nodos compartidos con los elementos de laminado (Abaqus Analysis User’s Guide, 2014)	181
Figura 6-20: Mallas independientes unidas con "ties" (Abaqus Analysis User’s Guide, 2014)	181
Figura 6-21: Comparación de resultados al variar la metodología de conexión de los elementos cohesivos.....	182
Figura 6-22: Resultados de carga-tiempo para distintos tamaños de elemento.	183
Figura 6-23: Tiempo de máquina en función del tamaño de elemento cohesivo	183
Figura 6-24: Resultados de carga-desplazamiento para distintos valores de tasa de liberación de energía	184
Figura 6-25: Carga-tiempo para distintas rigideces de la interfase.....	185
Figura 6-26: Carga soportada en el ensayo con útil de la norma ASTM estimada numéricamente y experimentalmente para la probeta CC-R2-1	188
Figura 6-27: Carga soportada en el ensayo con útil desarrollado estimada numéricamente y experimentalmente para la probeta CC-R2-6	188
Figura 6-28: Resistencia residual experimental y numérica para probetas de 2,944 mm con una delaminación artificial circular de radio 22 mm	189
Figura 6-29: Tensión (MPa) - Deformación ($\mu\epsilon$) de una probeta (CC-R2-1) ensayada con el útil de la norma ASTM D 7137	190
Figura 6-30: Tensión (MPa) - Deformación ($\mu\epsilon$) de una probeta (CC-R2-6) ensayada con el útil desarrollado.....	190
Figura 6-31: Resistencia residual obtenida experimentalmente para distintos tamaños de delaminación artificial.....	191

Figura 6-32: Vista frontal de una probeta tipo con delaminación artificial tras haber sido ensayada a compresión	192
Figura 6-33: Vista lateral de una probeta tipo con delaminación artificial tras haber sido ensayada a compresión	192
Figura 6-34: Progresión de la delaminación observada con ultrasonidos	193
Figura 6-35: Carga- tiempo al modelizar el ensayo con el útil de la norma (S-R22-1) y con el útil desarrollado (R-R22-1)	194
Figura 6-36: Daño de los elementos cohesivos en el instante $t = 0,2$ s al ensayar con el útil de la norma (izquierda) o con el útil desarrollado (derecha)	194
Figura 6-37: Fallo de la fibra a compresión en el instante $t = 0,2$ s al ensayar con el útil de la norma (izquierda) y con el útil desarrollado (derecha)	195
Figura 6-38: Fallo de la fibra a tracción en el instante $t = 0,2$ s al ensayar con el útil de la norma (izquierda) o con el útil desarrollado (derecha).....	195
Figura 6-39: Fallo de la matriz a compresión en el instante $t = 0,2$ s al ensayar con el útil de la norma (izquierda) o con el útil desarrollado (derecha)	195
Figura 6-40: Fallo de la matriz a tracción en el instante $t = 0,2$ s al ensayar con el útil de la norma (izquierda) o con el útil desarrollado (derecha).....	195
Figura 6-41: Daño de los elementos cohesivos en el instante $t = 0,3125$ s al ensayar con el útil de la norma (izquierda) o con el útil desarrollado (derecha)	196
Figura 6-42: Fallo de la fibra a compresión en el instante $t = 0,3125$ s al ensayar con el útil de la norma (izquierda) o con el útil desarrollado (derecha)	196
Figura 6-43: Daño de los elementos cohesivos en el instante $t = 0,3250$ s al ensayar con el útil de la norma	197
Figura 6-44: Fallo de la fibra a compresión en el instante $t = 0,3250$ s al ensayar con el útil de la norma (izquierda) o con el útil desarrollado (derecha)	197
Figura 6-45: Daño de los elementos cohesivos en el instante $t = 0,3313$ s al ensayar con el útil de la norma (izquierda) o con el útil desarrollado (derecha)	197
Figura 6-46: Fallo de la fibra a compresión en el instante $t = 0,3313$ s al ensayar con el útil de la norma o con el útil desarrollado	198
Figura 6-47: Fallo de la fibra a compresión en el instante $t = 0,55$ s al ensayar con el útil de la norma.....	198
Figura 6-48: Fallo de la fibra a compresión en el instante $t = 0,5557$ s al ensayar con el útil de la norma.....	199
Figura 6-49: Fallo de la fibra a tracción en el instante $t = 0,5557$ s al ensayar con el útil de la norma.....	199
Figura 6-50: Fallo de la matriz a compresión en el instante $t = 0,5557$ s al ensayar con el útil de la norma.....	199

Figura 6-51: Fallo de la matriz a tracción en el instante $t = 0,5557$ s al ensayar con el útil de la norma.....	199
Figura 6-52: Daño de los elementos cohesivos en el instante $t = 0,35$ s al ensayar con el útil desarrollado	200
Figura 6-53: Fallo de la fibra a compresión en el instante $t = 0,35$ s al ensayar con el útil desarrollado	200
Figura 6-54: Daño de los elementos cohesivos en el instante $t = 0,5375$ s al ensayar con el útil de la norma o con el útil desarrollado	201
Figura 6-55: Fallo de la fibra a compresión en el instante $t = 0,5375$ s al ensayar con el útil de la norma o con el útil desarrollado	201
Figura 6-56: Daño de los elementos cohesivos en el instante $t = 0,5813$ s al ensayar con el útil desarrollado	201
Figura 6-57: Fallo de la fibra a compresión en el instante $t = 0,5813$ s al ensayar con el útil de la norma o con el útil desarrollado	202
Figura 6-58: Daño de los elementos cohesivos en el instante $t = 0,5830$ s al ensayar con el útil desarrollado	202
Figura 6-59: Fallo de la fibra a compresión en el instante $t = 0,5830$ s al ensayar con el útil desarrollado	202
Figura 6-60: Fallo de la fibra a tracción en el instante $t = 0,5830$ s al ensayar con el útil desarrollado	203
Figura 6-61: Fallo de la matriz a compresión en el instante $t = 0,5830$ s al ensayar con el útil desarrollado	203
Figura 6-62: Fallo de la matriz a tracción en el instante $t = 0,5830$ s al ensayar con el útil desarrollado	203
Figura 7-1: Nuevo útil de CAI para laminados delgados durante un ensayo mecánico	213
Figura 7-2: Nuevo útil de CAI observado desde la parte superior	213

LISTA DE TABLAS

Tabla 3-1: Resultados de los ensayos de cortadura interlaminar.....	74
Tabla 3-2: Resultados de los ensayos de impacto de las probetas de 1,472 mm	81
Tabla 3-3: Resultados de los ensayos de impacto de las probetas de 2,944 mm	82
Tabla 3-4: Resultados de los ensayos de impacto de las probetas de 4,416 mm	83
Tabla 3-5: Resultados de los ensayos de impacto en probetas con espesor nominal de 1,472 mm	91
Tabla 3-6: Resultados de los ensayos de impacto en probetas con espesor nominal de 2,944 mm	92
Tabla 3-7: Resultados de los ensayos de impacto en probetas con espesor nominal de 4,416 mm	92
Tabla 4-1: Propiedades de lámina de AS4/8552	104
Tabla 4-2: Primer autovalor y tensión crítica de pandeo calculada para los distintos casos analizados	108
Tabla 4-3: Resultados de los ensayos de impacto a 15 J (probetas a ensayar con el útil de la norma)	117
Tabla 4-4: Resultados de los ensayos de impacto a 15 J (probetas a ensayar con el útil desarrollado)	118
Tabla 4-5: Resultados de los ensayos de impacto a 25 J (probetas a ensayar con el útil de la norma)	118
Tabla 4-6: Resultados de los ensayos de impacto a 25 J (probetas a ensayar con el útil desarrollado)	118
Tabla 4-7: Resultados de los ensayos de impacto a 35 J (probetas a ensayar con el útil de la norma)	119
Tabla 4-8: Resultados de los ensayos de impacto a 35 J (probetas a ensayar con el útil desarrollado)	119
Tabla 4-9: Resultados de los ensayos de impacto a 45 J (probetas a ensayar con el útil de la norma)	119
Tabla 4-10: Resultados de los ensayos de impacto a 45 J (probetas a ensayar con el útil desarrollado)	120
Tabla 4-11: Resultados de los ensayos de impacto a 55 J (probetas a ensayar con el útil de la norma)	120
Tabla 4-12: Resultados de los ensayos de impacto a 55 J (probetas a ensayar con el útil desarrollado)	120

Tabla 4-13: Resultados de los ensayos de CAI con el útil de la norma ASTM D 7137 de probetas de 4,416 mm sin impactar.....	124
Tabla 4-14: Resultados de los ensayos de CAI con el útil de la norma ASTM D 7137 de probetas de 4,416 mm impactadas a 15 J.....	124
Tabla 4-15: Resultados de los ensayos de CAI con el útil de la norma ASTM D 7137 de probetas de 4,416 mm impactadas a 25 J.....	124
Tabla 4-16: Resultados de los ensayos de CAI con el útil de la norma ASTM D 7137 de probetas de 4,416 mm impactadas a 35 J.....	124
Tabla 4-17: Resultados de los ensayos de CAI con el útil de la norma ASTM D 7137 de probetas de 4,416 mm impactadas 45 J.....	125
Tabla 4-18: Resultados de los ensayos de CAI con el útil de la norma ASTM D 7137 de probetas de 4,416 mm impactadas a 55 J.....	125
Tabla 4-19: Resultados de los ensayos de CAI con el útil desarrollado de probetas de 4,416 mm sin impactar	125
Tabla 4-20: Resultados de los ensayos de CAI con el útil desarrollado de probetas de 4,416 mm impactadas a 15 J.....	125
Tabla 4-21: Resultados de los ensayos de CAI con el útil desarrollado de probetas de 4,416 mm impactadas a 25 J.....	126
Tabla 4-22: Resultados de los ensayos de CAI con el útil desarrollado de probetas de 4,416 mm impactadas a 35 J.....	126
Tabla 4-23: Resultados de los ensayos de CAI con el útil desarrollado de probetas de 4,416 mm impactadas a 45 J.....	126
Tabla 4-24: Resultados de los ensayos de CAI con el útil desarrollado de probetas de 4,416 mm impactadas a 55 J.....	126
Tabla 4-25: Resistencia residual de las probetas de 4,416 mm de espesor impactadas a diferentes energías.....	127
Tabla 5-1: Resultados de ensayos de impacto a 9 J de probetas delgadas que posteriormente fueron ensayadas con el útil desarrollado.....	133
Tabla 5-2: Resultados de ensayos de impacto a 9 J de probetas de 8 capas que posteriormente fueron ensayadas con el útil de la norma	133
Tabla 5-3: Resultados de ensayos de impacto a 22 J de probetas de 16 capas que posteriormente fueron ensayadas con el útil desarrollado.....	134
Tabla 5-4: Resultados de ensayos de impacto a 22 J de probetas de 16 capas que posteriormente fueron ensayadas con el útil de la norma	134
Tabla 5-5: Resultados de ensayos de probetas de 1,472 mm con el útil desarrollado.....	136
Tabla 5-6: Resultados de ensayos de probetas de 1,472 mm con el útil de la norma.....	136

Tabla 5-7: Resultados de ensayos de probetas de 2,944 mm con el útil desarrollado.....	136
Tabla 5-8: Resultados de ensayos de probetas de 2,944 mm con el útil de la norma.....	136
Tabla 5-9: Resumen de resultados de probetas sin daño.....	137
Tabla 5-10: Resultados de ensayos de probetas impactadas a 9 J de 1,472 mm con el útil desarrollado.....	140
Tabla 5-11: Resultados de ensayos de probetas impactadas a 9 J de 1,472 mm con el útil de la norma.....	140
Tabla 5-12: Resultados de ensayos de probetas impactadas a 22 J de 2,944 mm con el útil desarrollado.....	141
Tabla 5-13: Resultados de ensayos de probetas impactadas a 22 J de 2,944 mm con el útil de la norma.....	141
Tabla 5-14: Resumen de resultados de probetas impactadas	141
Tabla 5-15: Resultados de ensayos extras de probetas intactas de 1,472 mm de espesor nominal con el útil de la norma.....	143
Tabla 5-16: Resultados de ensayos extras de probetas intactas de 2,944 mm de espesor nominal con el útil de la norma.....	143
Tabla 5-17: Resultados de ensayos extras de probetas intactas de 1,472 mm de espesor nominal con el útil desarrollado	143
Tabla 5-18: Resultados de ensayos extras de probetas intactas de 2,944 mm de espesor nominal con el útil desarrollado	144
Tabla 5-19: Comparación de resultados de resistencia residual y porcentaje de flexión para espesores delgados.....	146
Tabla 6-1: Propiedades de la lámina de AS4/8552 (HexPly 8552)	165
Tabla 6-2: Parámetros de daño de los sublaminados	167
Tabla 6-3: Valores de la tasa de liberación de energía en modo I y modo II para materiales carbono/epoxi según diversos autores.....	169
Tabla 6-4: Parámetros de los elementos cohesivos	171
Tabla 6-5: Nomenclatura de los modelos para cada velocidad de aplicación de carga	175
Tabla 6-6: Nomenclatura de los modelos para cada tiempo mínimo de incremento estable	176
Tabla 6-7: Nomenclatura de los modelos para distintas viscosidades	178
Tabla 6-8: Nomenclatura de los modelos para distintos valores de energía de fractura.....	179

Tabla 6-9: Nomenclatura de los modelos para cada tamaño de elemento cohesivo	182
Tabla 6-10: Nomenclatura de los modelos para diferentes tasas críticas de liberación de energía para modo I y modo II.....	184
Tabla 6-11: Nomenclatura de los modelos para diferentes rigideces de la interfase	185
Tabla 6-12: Resultados de los ensayos con el útil de la norma ASTM D 7137 de probetas de 2,944 mm con delaminación artificial de radio 22 mm	186
Tabla 6-13: Resultados de los ensayos con el útil desarrollado de probetas de 2,944 mm con delaminación artificial de radio 15 mm	186
Tabla 6-14: Resultados de los ensayos con el útil desarrollado de probetas de 2,944 mm con delaminación artificial de radio 22 mm	187
Tabla 6-15: Resultados de los ensayos con el útil desarrollado de probetas de 2,944 mm con delaminación artificial de radio 25 mm	187
Tabla 6-16: Resumen de resultados experimentales de probetas de 2,944 mm con delaminación artificial.....	187